

FELIPE MACHADO NASCIMENTO

**MODELAGEM NUMÉRICA POR ELEMENTOS
FINITOS PARA SIMULAÇÃO ESTRUTURAL DA
ASA DE UMA AERONAVE LEVE**



UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA

FACULDADE DE ENGENHARIA MECÂNICA

2017

FELIPE MACHADO NASCIMENTO

**MODELAGEM NUMÉRICA POR ELEMENTOS
FINITOS PARA SIMULAÇÃO ESTRUTURAL DA
ASA DE UMA AERONAVE LEVE**

Projeto de conclusão de curso
apresentado ao Curso de Graduação em
Engenharia Aeronáutica da Universidade
Federal de Uberlândia, como parte dos
requisitos para a obtenção do título de
ENGENHEIRO AERONÁUTICO.

Orientador: Profa. Núbia dos Santos Saad

UBERLÂNDIA – MG

2017

FELIPE MACHADO NASCIMENTO

**MODELAGEM NUMÉRICA POR ELEMENTOS
FINITOS PARA SIMULAÇÃO ESTRUTURAL DA
ASA DE UMA AERONAVE LEVE**

Projeto de conclusão de curso
APROVADO pelo curso de Graduação em
Engenharia Aeronáutica da Faculdade de
Engenharia Mecânica da Universidade
Federal de Uberlândia.

Banca Examinadora:

Profª. Núbia dos Santos Saad – Orientadora

Prof. Tobias de Moraes – UFU

Prof. Giuliano Gardolinsk Venson – UFU

RECONHECIMENTOS

A graduação se mostrou um período extremamente árduo e desafiador. Em momentos de insegurança diante de tantos obstáculos pude contar com a ajuda de algumas pessoas, as quais me sinto lisonjeado em citar nominalmente como forma de agradecimento.

Primeiro de tudo, eu agradeço a minha família. Foram anos de dificuldades e superações, de forma que, sem eles, nada disso seria possível. Minha mãe, Elisia Machado Nascimento, que me deu todo suporte necessário para que eu tivesse a calma e tranquilidade para seguir adiante nos meus objetivos. Meu pai, Jeferson Mendes do Nascimento, que sempre me ofereceu palavras de apoio e motivação para que eu não perdesse o foco. E, por fim, meus irmãos, Caio Murilo Machado Nascimento e Guilherme Machado Nascimento, que sempre confiaram na minha capacidade e são um espelho de dedicação e força de vontade.

Agradeço à minha orientadora e professora Núbia dos Santos Saad por ter sido, desde o primeiro momento, extremamente solícita e disponível para me ajudar e guiar neste trabalho. Também, ao professor Tobias de Moraes pela boa vontade nas incontáveis horas de trabalho oferecidas, nas quais tive a oportunidade de aprender muito sobre os *softwares* utilizados para modelagem de elementos finitos neste projeto.

Agradeço à Aeron Engenharia, especialmente ao Guilherme Santana, pelo estágio oferecido no qual tive contato com o projeto realizado neste trabalho de conclusão. No período de estágio foram meses de dedicação de ambas as partes, onde tive todo o suporte necessário para desenvolver as atividades propostas.

Por fim agradeço aos meus amigos e colegas de curso, Denner Miranda e Roberto Neto, por toda ajuda e disponibilidade no desenvolvimento do projeto e influência direta na realização do mesmo.

NASCIMENTO, F. M. **Modelagem Numérica por Elementos Finitos para Simulação de Carregamentos Aerodinâmicos em uma Asa de RV-10**. 2017. Projeto de Conclusão de Curso, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia.

RESUMO

Este trabalho surgiu como atividade de estágio junto a uma empresa privada. O propósito é fazer análises estruturais em uma asa de RV-10 a fim de confirmar que seus componentes suportam as cargas geradas em voo. Para tal, a asa e todos seus componentes internos foram construídos detalhadamente em plataforma CAD e CAE. A estratégia utilizada para se alcançar o objetivo foi submeter o modelo de elementos finitos a três análises diferentes: uma análise modal e duas análises estáticas. Dessa forma, foram extraídos resultados que evidenciam a distribuição das tensões ao longo de cada componente e, assim, concluir sobre a margem da estrutura em relação às propriedades mecânicas do material do qual ela é produzida.

Palavras-chave: modelo, análises, elementos finitos, asa, distribuição de tensão.

ABSTRACT

This work emerged as an internship activity with a private company. The purpose is to do structural analysis on an RV-10 wing in order to confirm that its components can support the loads generated in flight. For this, the wing and every single internal component were built in detail in CAD and CAE platforms. The strategy used to reach the goals was to submit the finite element model to three different analysis, as: one modal analysis and two static analysis. So, results were extracted to show the stress distribution along each component and, thus, conclude about the margin in relation to the mechanical properties of the material from which it's made.

Keywords: model, analysis, finite elements, wing, stress distribution.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Análise de Elementos Finitos feita pela Cessna Aircraft em seus jatos executivos.....	11
Figura 2 - Fluxograma do plano de trabalho.....	12
Figura 3 - RV-10.....	13
Figura 4 - Estrutura do RV-10.....	15
Figura 5 - Longarina principal.....	16
Figura 6 - Caixaão central.....	16
Figura 7 - Componente para fixação da asa na fuselagem.....	17
Figura 8 - Componente para fixação da asa na fuselagem em detalhe.....	17
Figura 9 - Modelo CAD da asa sem casca.....	18
Figura 10 - Modelo CAD da asa com casca.....	19
Figura 11 - Alma em detalhe.....	20
Figura 12 - Componente de fixação.....	21
Figura 13 - Mesa em detalhe.....	21
Figura 14 - Nervura do caixaão central.....	23
Figura 15 - Nervura do bordo de ataque.....	24
Figura 16 - Longarina traseira.....	25
Figura 17 - Casca da asa.....	25
Figura 18 - Teste de Continuidade e Teste de Listras de Zebra.....	26
Figura 19 - Inconsistência no campo de deslocamentos (Martha, 1994).....	27
Figura 20 - Refinamento de malha do tipo "h" e "p" (Martha, 1994).....	28
Figura 21 - Malha da asa em HyperMesh.....	29
Figura 22 - Convergência e refinamento da malha.....	30
Figura 23 - Detalhe da malha gerada na região dos furos da Mesa.....	31
Figura 24 - Malha gerada nas nervuras.....	32
Figura 25 - Verificação da conexão entre sólidos e superfícies por RBE2.....	33
Figura 26 - Elementos do tipo RBE2.....	33
Figura 27 - Elementos do tipo RBE3.....	34
Figura 28 - Diagrama Tensão x Deformação para a liga Al 2024 - t3.....	36
Figura 29 - Modos de vibrar.....	40
Figura 30 - Deslocamentos na asa para fator de carga 1.....	43
Figura 31 - Concentração de tensões na longarina principal para fator de carga 1.....	44
Figura 32 - Concentração de tensão nos furos da Alma para fator de carga 1.....	45
Figura 33 - Concentração de tensão na mesa da longarina para fator de carga 1.....	46
Figura 34 - Vista global das Tensões de Von Misses para fator de carga 1.....	47
Figura 35 - Deslocamentos na asa para fator de carga 2,5.....	48
Figura 36 - Concentração de tensão na longarina principal com fator de carga 2,5.....	49
Figura 37 - Concentração de tensão nos furos da Alma com fator de carga 2,5.....	50
Figura 38 - Concentração de tensão na mesa da longarina com fator de carga 2,5.....	51
Figura 39 - Vista global das tensões de Von Misses para fator de carga 2,5.....	52

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Especificações do RV-10.....	14
Tabela 2 - Detalhes do modelo de elementos finitos.	30
Tabela 3 - Propriedades da liga Al 2024 - t3.....	35
Tabela 4 - Distribuição de cargas na asa.	37
Tabela 5 - Resultados da Análise Modal.....	41
Tabela 6 - Comparação de resultados.	52

LISTA DE SÍMBOLOS

CAD:	Desenho Assistido por Computador;
CAE:	Engenharia Assistida por Computador;
E:	Módulo de elasticidade;
FC:	Fator de carga;
Fcy:	Limite de compressão;
Fsu:	Limite de cisalhamento;
Fty:	Limite de escoamento;
G:	Módulo de rigidez;
L:	Direção longitudinal dos grãos;
LT:	Direção transversal dos grãos.

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO	10
1.1. Plano de trabalho	11
1.2. Descrição da aeronave	13
1.3. Descrição da região de interesse	14
2. DESCRIÇÃO DO MODELO GEOMÉTRICO	18
2.1. Longarina principal	19
2.2. Nervuras.....	22
2.3. Longarina traseira.....	24
2.4. Casca.....	25
3. FORMULAÇÃO DE ELEMENTOS FINITOS.....	26
4. DESCRIÇÃO DO MODELO DE ELEMENTOS FINITOS	29
4.1. Propriedades mecânicas do material	34
4.2. CONDIÇÕES DE CONTORNO E APLICAÇÃO DE CARGAS	36
5. ANÁLISES E RESULTADOS	38
5.1. Análise Modal.....	38
5.2. Análise estática	41
5.2.1. Fator de carga 1	42
5.2.2. Fator de carga 2,5	47
5.2.3. Comparação de resultados.....	52
6. CONCLUSÕES	53
7. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	54
ANEXO A: Manuais da aeronave	56
ANEXO B: Algoritmo em Matlab para distribuição de cargas.....	58

1. INTRODUÇÃO

O projeto executado neste trabalho de conclusão de curso representa uma parceria com a iniciativa privada, estabelecida com a empresa Aeron Engenharia. Dessa forma, o aluno responsável pelo desenvolvimento da atividade teve contato com um problema real de engenharia aeronáutica, no qual foi possível experimentar o nível de exigência da indústria aeronáutica e deparar-se com obstáculos do cotidiano de um engenheiro. Nesse sentido, a tarefa designada consiste em simular através de modelagem de Elementos Finitos a asa da aeronave RV-10, a fim de realizar uma análise das consequências, do ponto de vista estrutural, frente a uma nova carga adicionada por mudanças no kit aerodinâmico. Em outras palavras, foi feita a inclusão de *winglets* nas asas, surgindo, assim, a necessidade de se analisarem os carregamentos estruturais nos componentes envolvidos.

O trabalho, em suma, consiste na análise de uma asa que já existe, a fim de entender as margens deixadas pelo fabricante na estrutura. Com a adição dos *winglets* há um acréscimo de carga aerodinâmica na estrutura. Dessa forma, a nova distribuição de cargas na asa será aplicada para se analisarem esforços resultantes, concentrações de tensão e deslocamentos ao longo dos componentes.

A asa da aeronave foi desenhada em detalhes em plataforma CAD e, posteriormente, simulada em plataforma CAE. Os softwares envolvidos no trabalho são largamente utilizados pelas maiores empresas do ramo aeronáutico, sendo eles: Solidworks®, para a modelagem da geometria dos componentes bem como seus posicionamentos; HyperMesh®, para confecção da malha de Elementos Finitos e conexões de componentes; Femap/NASTRAN®, para simulações e execução das análises pertinentes. A geometria dos componentes foi baseada no manual de montagem do RV-10 e em medições feitas em uma visita a um montador de RV-10 em Ribeirão Preto – SP. Um detalhe importante é que a asa foi desenhada sem o *winglets*, porém foi simulada com os esforços aerodinâmicos resultantes do anexo do componente aerodinâmico, já extraídos pela equipe de aerodinâmica da empresa. Sendo assim, nenhuma simulação aerodinâmica será realizada neste trabalho.

Durante a fase de projeto de uma aeronave, a obtenção de resultados ideais é um desafio que esbarra em condições técnicas e econômicas (L. Reimer et al. 2009). Sendo assim, para poupar tempo e dinheiro, uma prática comum na indústria é fazer o projeto estrutural através de análises de elementos finitos. Segundo Z.Q. Guan (2003), esse tipo de análise tem influência relevante na qualidade e performance do produto, redução dos custos de produção e abreviamento da fase de projeto.

Grandes companhias da indústria aeronáutica utilizam a modelagem de elementos finitos em suas análises. A Figura 1 mostra um exemplo em que a Cessna Aircraft Company analisa o comportamento de um componente de um jato comercial. A empresa também utilizou o software NASTRAN® para executar as análises de elementos finitos no novo Citation CJ3 e Citation Mustang sendo que, dessa forma, em seus produtos, é possível evitar modelos redundantes e funções repetitivas, reduzindo o tempo de processamento e de trabalho.

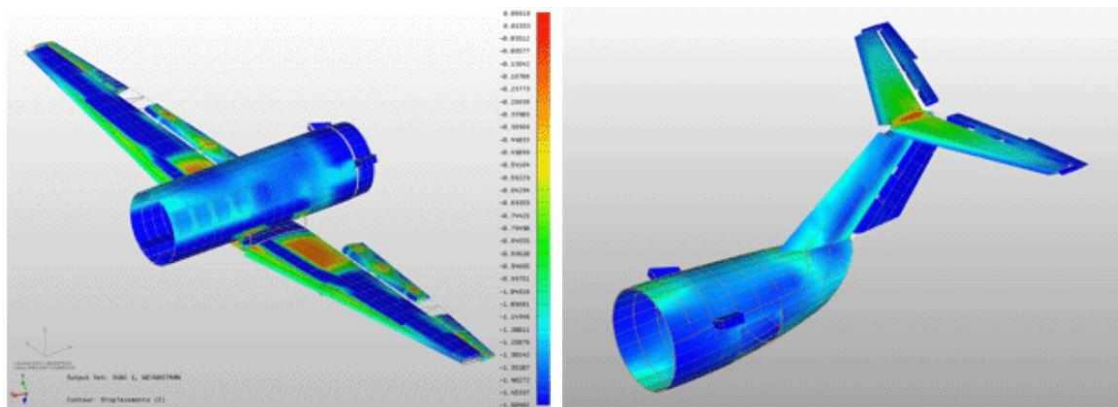


Figura 1 - Análise de Elementos Finitos feita pela Cessna Aircraft em seus jatos executivos. Fonte: Design World.

1.1. Plano de trabalho

A primeira etapa consistiu em uma análise do manual de montagem da asa do RV-10. A partir dele foi possível compreender a geometria de cada componente e suas formas de fixação. Esta etapa representou o primeiro obstáculo na elaboração do projeto, uma vez que não havia disponibilidade das cotas e de algumas formas detalhadas dos componentes. Sendo assim, a saída foi importar imagens para o SOLIDWORKS e, através delas, criar uma escala baseada nas dimensões previamente conhecidas da asa,

tomando extremo cuidado para extrair medições confiáveis a fim de diminuir os erros acumulados por tal procedimento.

Feito isso, foi gerado o modelo geométrico detalhado da asa em SOLIDWORKS. De posse dele, o modelo CAD (Computer-aided Design) foi importado para o HyperMesh, para a concepção meticulosa da asa. Esse procedimento representa uma das etapas mais importantes do projeto, uma vez que com uma boa malha as chances de se obterem boas respostas via elementos finitos aumentam exponencialmente. Do contrário, uma malha inconsistente e exageradamente grosseira, não deverá gerar bons resultados, o que, basicamente, garante que será necessário retornar a essa etapa e reajustá-la. Finalmente, a malha é importada para o Femap/NASTRAN® onde serão aplicadas as propriedades dos materiais envolvidos, e serão feitas as aplicações manuais das condições de contorno e posicionamento das cargas desejadas. Assim, com todos os parâmetros definidos, as análises poderão ser configuradas e executadas diversas vezes ao passo que o modelo é ajustado e otimizado. A Figura 2 mostra um fluxograma com as etapas do plano de trabalho.



Figura 2 - Fluxograma do plano de trabalho.

O projeto de estruturas aeronáuticas é um processo iterativo, entretanto constantes ajustes no layout da estrutura, repetidas tentativas de geração de malha e aplicação de propriedades são necessários a cada iteração (J. Tang et. Al. 2013). Neste trabalho as

adaptações foram feitas com o objetivo de, com o modelo de elementos finitos completo, avaliar se a estrutura tem ou não uma margem aceitável para operação segura da aeronave.

1.2. Descrição da aeronave

O RV-10 é uma aeronave experimental monomotora turbo hélice projetada para satisfazer um mercado de transporte particular, como mostra a Figura 3. Desenvolvida pela Van's Aircraft, o RV-10 é considerado uma aeronave leve, para quatro ocupantes (incluindo o piloto) que oferece como diferencial uma boa estabilidade, maior capacidade de payload e baixo custo operacional em relação a seus concorrentes.



Figura 3 - RV-10.

Tal aeronave opera com o motor Lycoming IO-540, com potência de 210 hp – 260 hp, oferecendo boas condições de voo e performance para seu operador. O RV-10 é uma aeronave considerada rápida, com velocidade de cruzeiro de 323 km/h, podendo atingir até 370 km/h. Entretanto, operando entre 50% e 55% de seu desempenho atinge um consumo menor até que alguns carros de luxo e caminhões.

Dentre suas especificações, o RV-10 conta com um comprimento total de 7,44 m e altura de 2,64 m. A aeronave possui uma envergadura de 9,68 m, sendo que a fuselagem possui largura máxima de 1,22 m e sua asa tem uma área de 13,7 m². Além disso, entre os parâmetros relevantes, pode-se destacar seu Peso Máximo de Decolagem (Maximum Takeoff Weight – MTOW) equivalente a 1181 kg, seu Peso Vazio (Empty Weight – EW)

de 689 kg. Com os parâmetros de performance mencionados, o RV-10 atinge um Alcance (Range) de 1600 km, com Taxa de Subida (Rate of Climb – RoC) de 7,4 m/s e Teto de Serviço (Service Ceiling) de 6100 m (20000 ft). A Tabela 1 reúne as informações citadas, bem como características relevantes para as análises neste projeto.

Tabela 1 - Especificações do RV-10.

Especificações do RV-10		
Características gerais	Capacidade	4 ocupantes
	Comprimento	7,44 m
	Altura	2,64 m
	Envergadura	9,68 m
	Largura máxima da fuselagem	1,22 m
	Corda	1,06 m
	Área alar	13,7 m ²
	EW	689 kg
	MTOW	1181 kg
	Motor	1x Lycoming IO-540
Desempenho	Velocidade máxima	370 km/h
	Velocidade de cruzeiro	323 km/h
	Velocidade de estol	101 km/h
	Alcance	1600 km
	Teto de serviço	6100 m
	Taxa de subida	7,4 m/s

1.3. Descrição da região de interesse

O RV-10 possui asa baixa, com seção reta e simétrica. Sua estrutura interna é relativamente simples, dotada principalmente de: 01 longarina principal; 01 longarina traseira; 15 nervuras no caixão central; 13 nervuras no bordo de ataque; 02 reforçadores (inferior e superior) no caixão central; 01 reforçador no bordo de ataque. Todos os componentes da asa são da liga de alumínio aeronáutico Al 2024 – t3. O nível de detalhamento dos componentes foi definido pela empresa Aeron Engenharia, de acordo com a precisão necessária para os resultados. As superfícies de comando da asa não foram modeladas, uma vez que não possuem funções estruturais. A Figura 4 representa um cutaway da aeronave, com detalhes de sua composição estrutural.

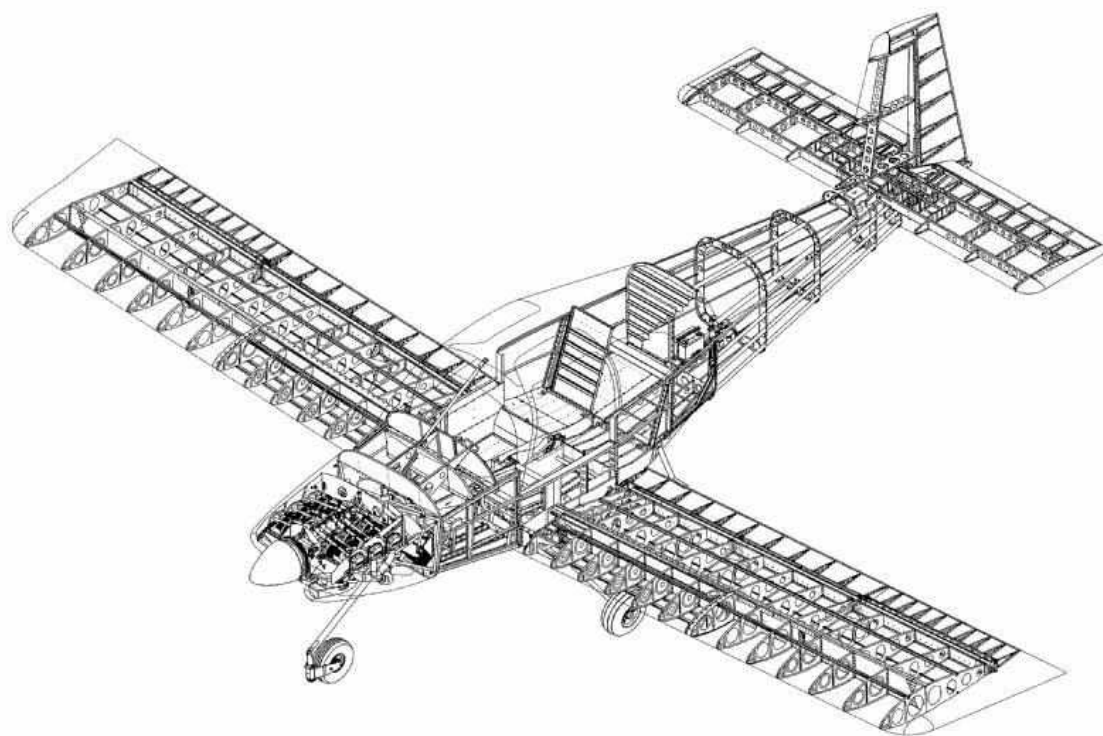


Figura 4 - Estrutura do RV-10.

A Figura 5 representa a montagem da Longarina principal, com seus três componentes já acoplados, vista de dois ângulos diferentes. Os componentes são: 01 alma, que se estende desde a raiz até a ponta da asa; 01 componente de fixação, no qual as nervuras do caixão central são acopladas; 01 mesa (inferior e superior), que suporta de fato as cargas aplicadas na asa. Destes componentes, as mesas foram as únicas modeladas como elemento sólido, sendo todos os demais feitos como superfícies (elemento de casca). Nota-se no canto inferior direito os furos para fixação da longarina principal na fuselagem.

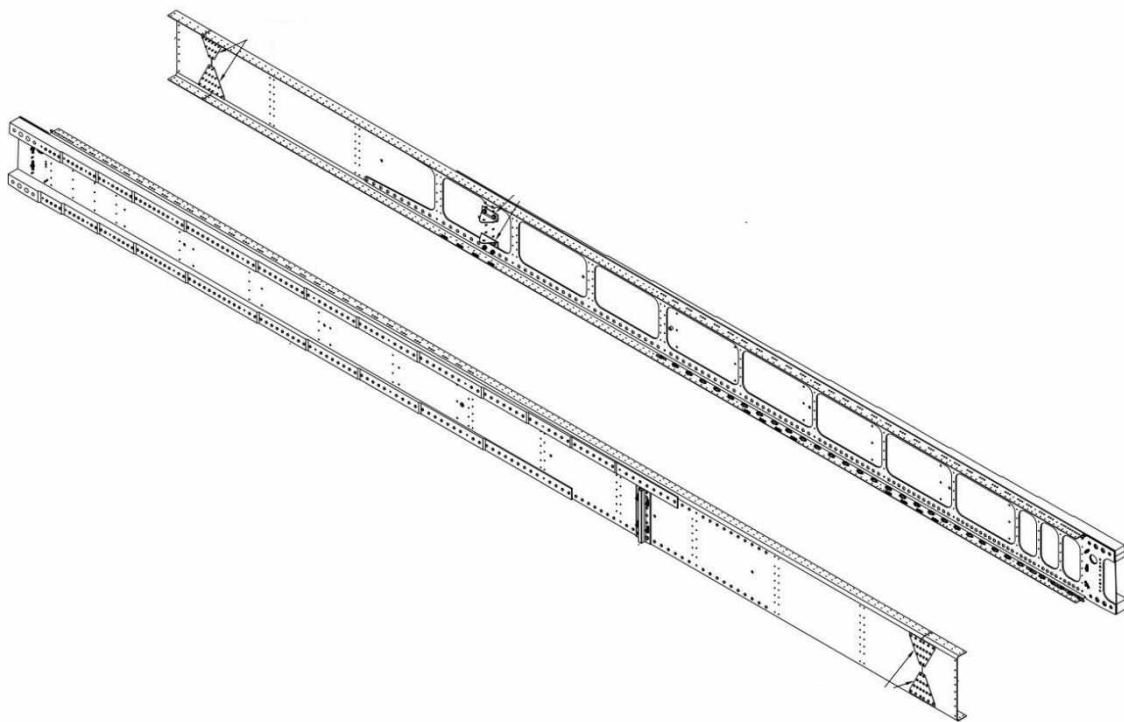


Figura 5 - Longarina principal.

A Figura 6 mostra a montagem do caixão central, com detalhes da geometria das nervuras, longarina principal e longarina traseira, com seus reforçadores.

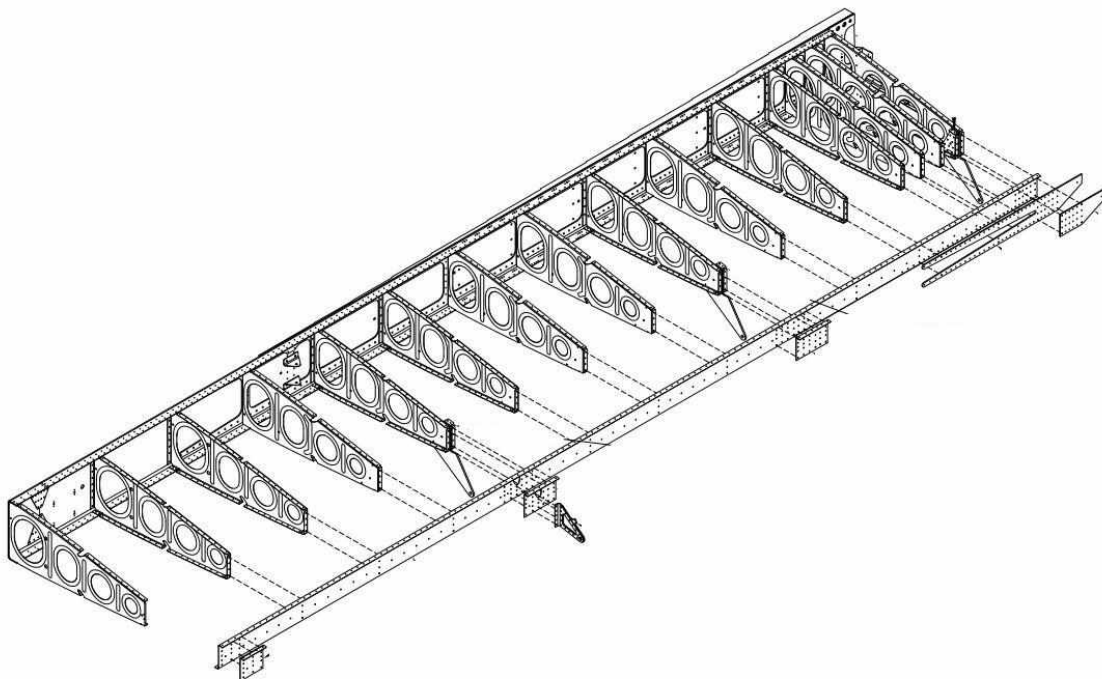


Figura 6 - Caixão central.

As Figura 7 e Figura 8 mostram em detalhe os componentes de fixação da asa na fuselagem. Dessa forma, esses componentes representam a região a ser engastada na análise de elementos finitos.



Figura 7 - Componente para fixação da asa na fuselagem.



Figura 8 - Componente para fixação da asa na fuselagem em detalhe.

2. DESCRIÇÃO DO MODELO GEOMÉTRICO

Para fazer as análises pertinentes a este projeto, foi necessário modelar uma semi-asa completa e detalhada da aeronave. Isso inclui os componentes estruturais principais da asa – tais como citados na seção [1.3] –, sendo eles os componentes da longarina principal (Main Spar), as nervuras do caixão central e do bordo de ataque, a longarina traseira (Rear Spar) e a casca (Skin). O modelo foi completamente construído utilizando o Solidworks 2016 e, devido à falta de informações relacionadas às cotas dos componentes, várias “medições” foram executadas através de escalas no software. A Figura 9 mostra a modelagem da asa sem a casca, para melhor visualização da parte interna da estrutura, e a Figura 10 mostra a asa completa.

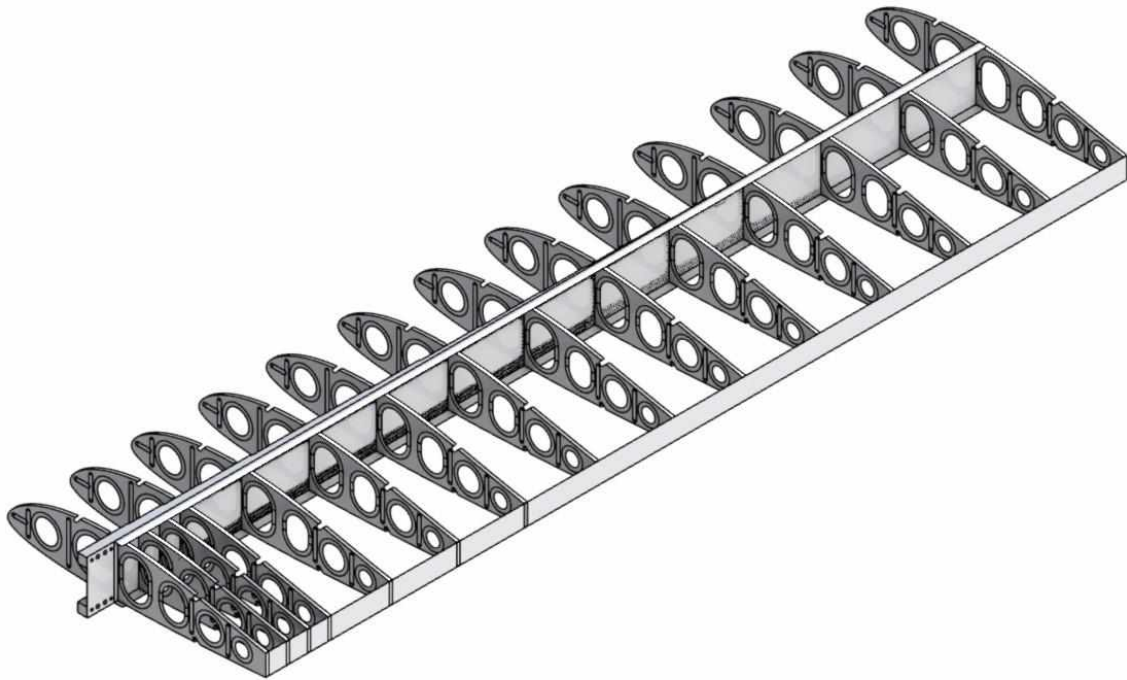


Figura 9 - Modelo CAD da asa sem casca.

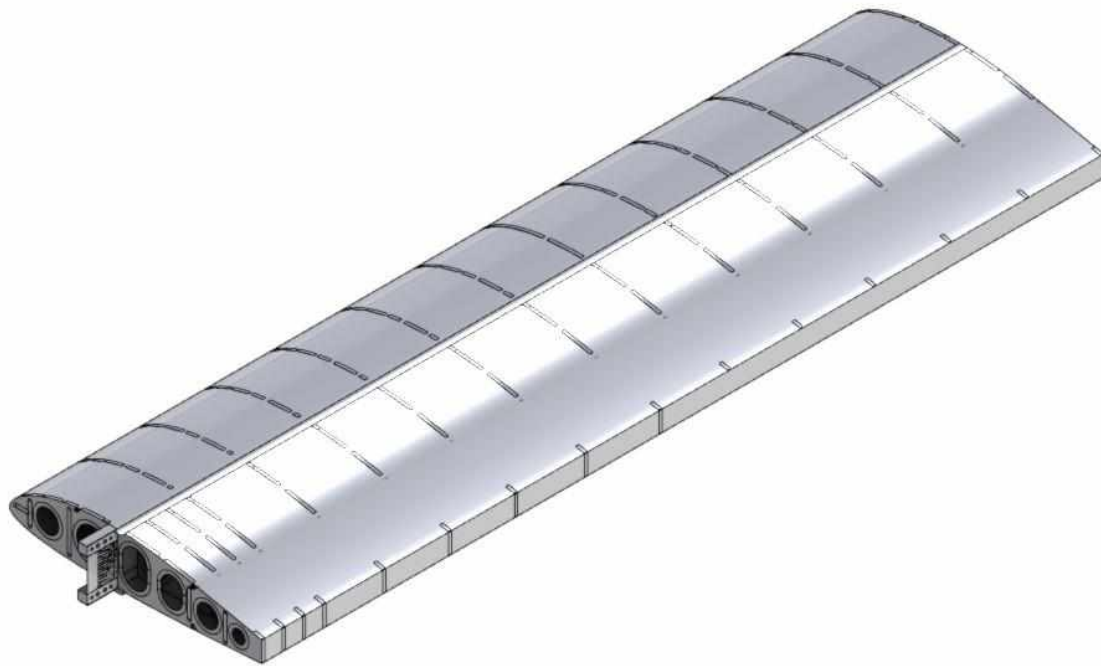


Figura 10 - Modelo CAD da asa com casca.

No modelo geométrico é possível constatar que em algumas regiões as superfícies se interceptam. Porém, obviamente, isso não acontece na realidade. Em modelagem CAD é normal posicionar as superfícies forçando as mesmas a se “cortarem” com a finalidade de garantir o contato entre elas. Este detalhe é facilmente resolvido aparando as superfícies antes de gerar a malha.

2.1. Longarina principal

A longarina principal (Main Spar), como o próprio nome já diz, é o principal componente da asa em termos estruturais. Ou seja, atuará como uma viga em balanço, em configuração engastada-livre, sendo o componente estrutural destinado a suportar as maiores cargas, principalmente de flexão. Além disso, através da longarina principal se faz a fixação de toda a asa na fuselagem por oito pinos. Ela é composta basicamente por três componentes, confeccionados em alumínio Al 2024 – t3: 01 alma; 01 componente de fixação para as nervuras; 01 mesa.

A alma é constituída por uma chapa com espessura de 1,62 mm (0,064 in), que se estende por todo o comprimento da semi-asa, possuindo aproximadamente 3,685 m. Sua

seção transversal tem um formato de “C” com as abas voltadas para o caixão central e levemente dobradas em um ângulo agudo para se encaixarem na curvatura da casca. Os furos em sua base coincidem com os furos do componente de fixação das nervuras e com os furos da mesa, a fim de fazer o encaixe entre asa e fuselagem. Nela são acoplados os outros dois componentes da longarina principal: a mesa, em direção ao bordo de ataque; o componente de fixação, em direção ao caixão central. Todas as nervuras do bordo de ataque são fixadas diretamente na alma, através de rebites. No caixão central apenas as três últimas nervuras são fixadas diretamente neste componente, uma vez que as demais são acopladas no componente de fixação. A Figura 11 mostra o modelo CAD da alma separadamente, com o detalhe da seção transversal e da região com furos.

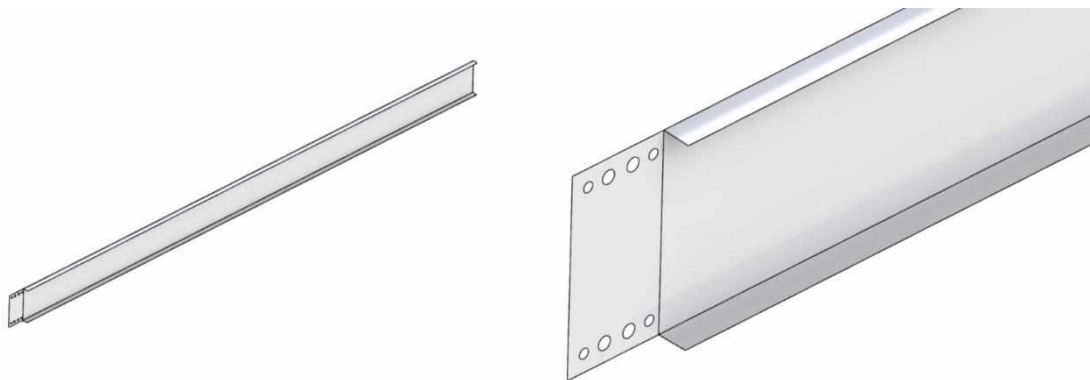


Figura 11 - Alma em detalhe.

O componente de fixação é uma chapa feita do mesmo material que a alma e com a mesma espessura. Ele alcança aproximadamente 80% do comprimento da alma, possuindo 3,04 m e apresenta furos de alívio por toda sua extensão, nos quais, entre seus intervalos, se encaixam as nervuras do caixão central. A Figura 12 mostra o modelo CAD do componente de fixação separadamente.

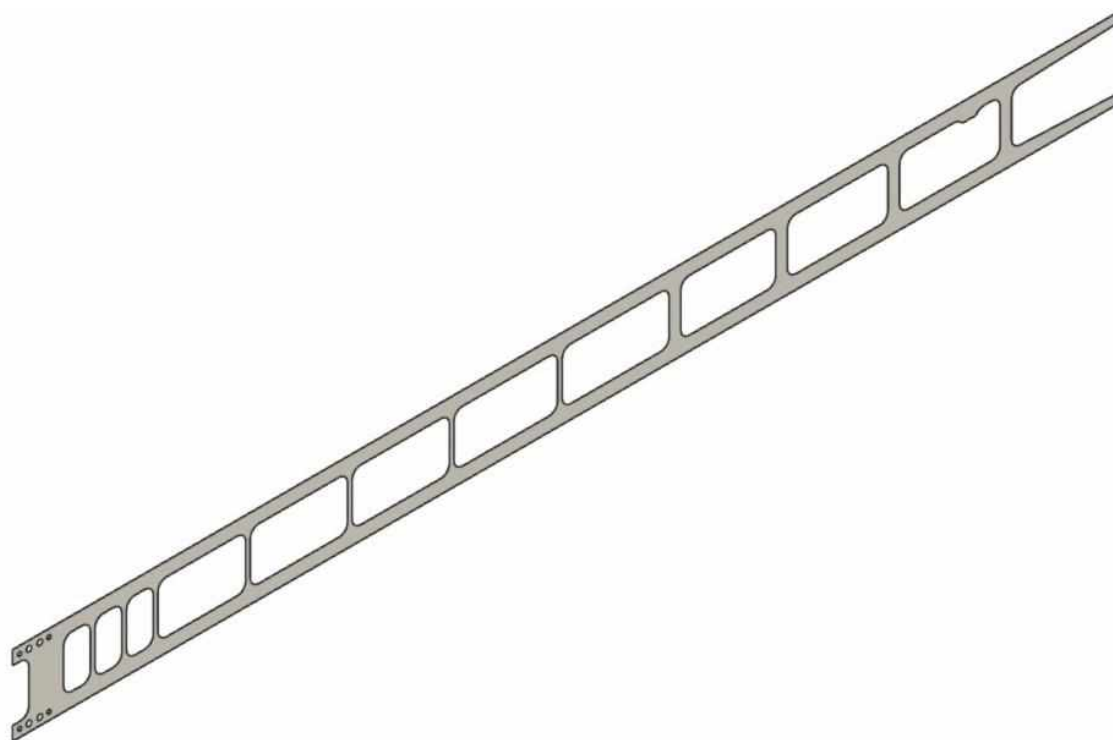


Figura 12 - Componente de fixação.

A mesa é representada por duas barras maciças, de alturas iguais e equivalentes a 38,1 mm (1,5 in), comprimentos diferentes e seção transversal variável ao longo de sua extensão. A mesa superior possui 2,67 metros e 13 degraus que variam de espessura em um intervalo de 38,1 mm (1,5 in) na raiz até 4,56 mm (0,18 in) na ponta. A mesa inferior foi o principal componente utilizado na extração de cotas por escala. Isso porque o seu comprimento total, de 2,25 m, era conhecido, bem como a seção transversal do primeiro de seus 11 degraus (raiz), medindo 38,1 mm x 38,1 mm. A Figura 13 mostra o modelo CAD da mesa separadamente, com detalhes dos furos e degraus.

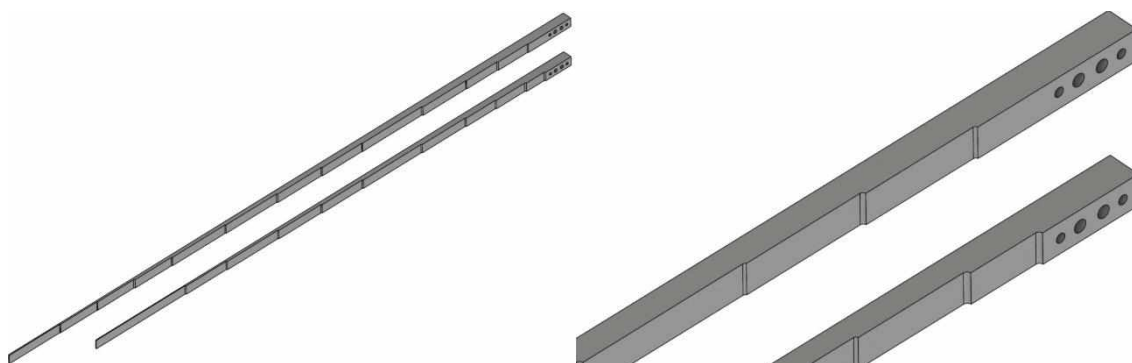


Figura 13 - Mesa em detalhe.

2.2. Nervuras

O RV-10 possui asas em configuração multi-nervuras, que se dividem entre 15 nervuras do caixão principal e 13 no bordo de ataque. Todas as nervuras (Ribs) são feitas de alumínio da liga Al 2024 – t3, possuindo uma espessura constante de 0,8128 mm (0,0032 in) e têm como principal função suportar as cargas de torção na asa, que se concentram, em suma, no caixão central. As nervuras do bordo de ataque são fixadas diretamente na alma da longarina através de rebites, em posições que coincidem com alguma nervura do caixão central. Já as peças centrais são, em maioria, fixadas no componente de fixação acoplado à alma, tendo as três últimas fixadas diretamente na alma – todas através de rebites. O modelo CAD com o posicionamento das nervuras foi mostrado na Figura 9.

As nervuras foram modeladas com alto nível de detalhamento. Além de suas formas, cotas e abas, houve a preocupação de se representarem os recuos nas regiões dos furos de alívio, uma vez que estes exercem uma influência considerável nas análises de flambagem (que não foram feitas nesse projeto). A Figura 14 mostra em detalhes os recuos nas nervuras.



Figura 14 - Nervura do caixão central.

As nervuras do caixão central foram consideradas como idênticas, uma vez que suas diferenças se restringem a pequenos contornos nas abas apenas para a fixação das mesmas na casca da asa. Já as nervuras do bordo de ataque são diferentes entre si devido à presença da mesa da longarina. Como foi dito, as mesmas não se encostam nas mesas e, por isso, elas são cortadas nas regiões por onde o outro componente passa. A Figura 15 mostra em detalhe este corte.

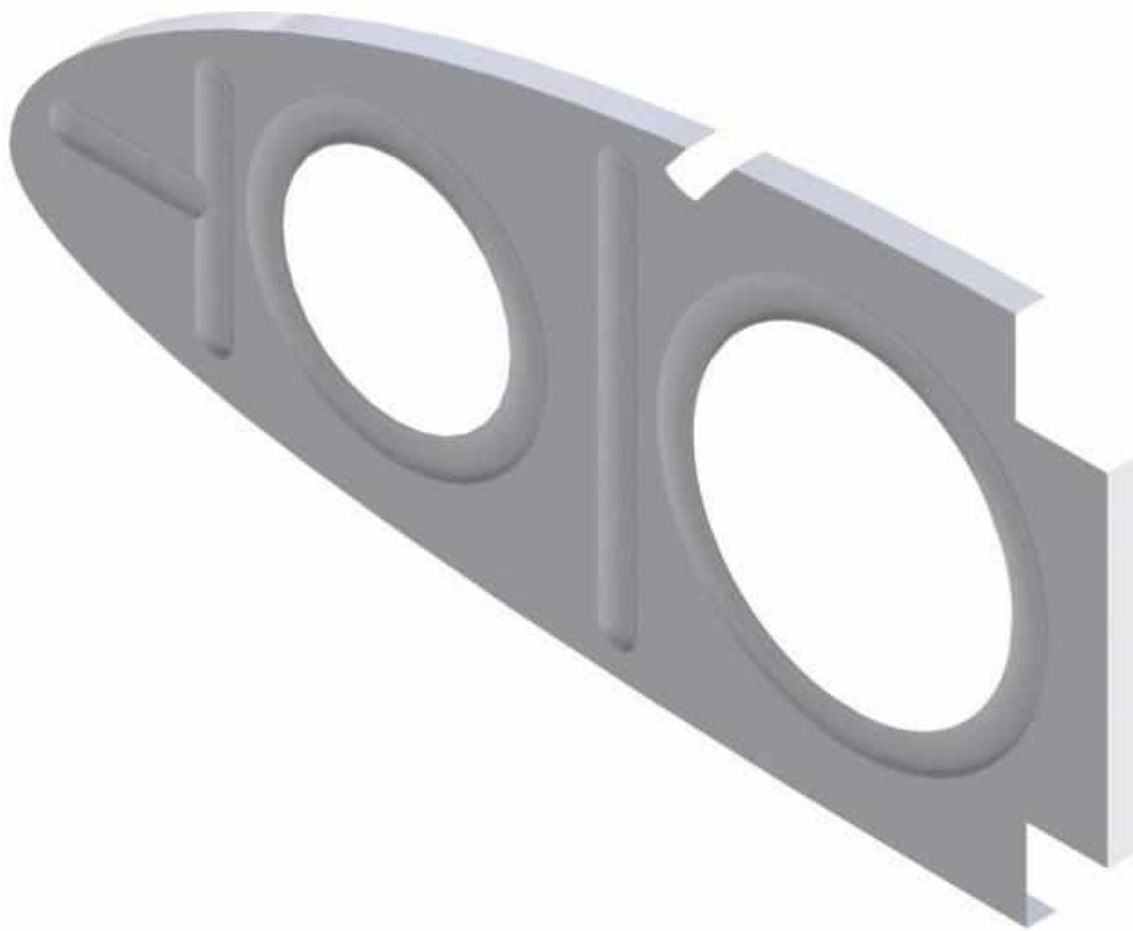


Figura 15 - Nervura do bordo de ataque.

2.3. Longarina traseira

A asa do RV-10 possui uma longarina traseira (Rear Spar) para dar firmeza e sustentação para as nervuras do caixão central. O componente possui 1,62 mm (0,064 in) e se estende desde a primeira até a última nervura, atingindo um comprimento total de 3557 mm. Sua seção transversal é constante e possui abas levemente dobradas para a fixação da estrutura na casca da asa, através de rebites. A Figura 16 mostra o modelo CAD da longarina traseira e sua seção transversal em detalhe.



Figura 16 - Longarina traseira.

2.4. Casca

A casca (Skin) é o componente responsável pelo bom desempenho aerodinâmico da asa. Porém, ela também possui funções estruturais, uma vez que é a estrutura que recebe e distribui os esforços para os demais componentes. A casca da asa do RV-10 possui espessura constante de 0,8128 mm (0,032 in) e comprimento de 3557 mm. A Figura 17 mostra o modelo CAD da casca.



Figura 17 - Casca da asa.

Dois testes muito utilizados por profissionais em simulações aerodinâmicas para verificar a modelagem da casca feita em CAD são os testes de curvatura e as listras de zebra. O teste de curvatura verifica se há ondulações na superfície afim de que seja garantida uma transição suave de uma superfície para outra, no qual representam-se curvaturas diferentes através da mudança de cores na superfície. No teste das listras de zebra, observa-se a junção dos painéis no bordo de ataque, por ser uma divisão de superfícies, e as listras verticais devem se coincidir para que seja verificada a continuidade de tangência do *loft*. A Figura 18 mostra os testes de continuidade e listras de zebra na casca do RV-10.

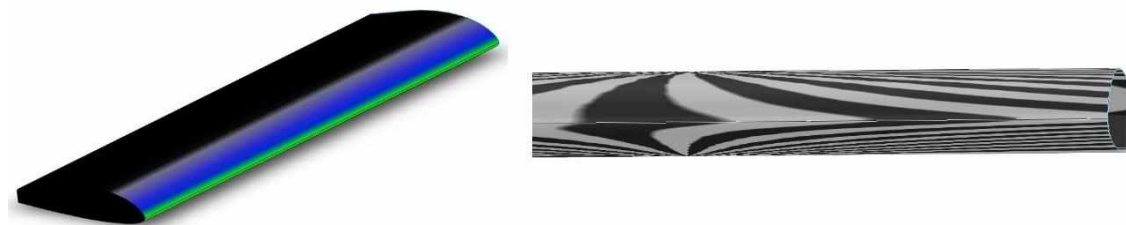


Figura 18 - Teste de Continuidade e Teste de Listras de Zebra.

3. FORMULAÇÃO DE ELEMENTOS FINITOS

A complexidade em prever como ocorre a distribuição de tensões, deformações, o deslocamento em toda a estrutura da asa, bem como considerar as diferentes propriedades mecânicas dos materiais em cada direção e otimizar as dimensões dos componentes, de modo que eles resistam aos esforços solicitados com grau de segurança previsto, faz com que a análise analítica seja inviável. Nesse sentido, é necessário que sejam feitas simulações numéricas a fim de se obterem os resultados desejados, de forma a viabilizar o projeto e aumentar a confiabilidade das análises.

O problema analisado trata de um componente tridimensional cujo domínio do modelo matemático é definido a partir da forma geométrica. Segundo (Martha, 1994), no Método de Elementos Finitos (MEF) a ideia é dividir os domínios da equação que descreve o fenômeno físico em pequenas regiões (elementos), onde o comportamento do campo possa ser aproximado por um polinômio de baixo grau. Este polinômio é escrito em função de valores do campo nos vértices (nós) daqueles elementos e os valores

(incógnitas do problema discreto) são determinados através da minimização de uma função associada à equação diferencial.

Os elementos finitos são objetos de geometria quase sempre convexas, cujas formulações tendem a privilegiar as formas mais regulares. Dessa forma, quadrados são geralmente melhores que retângulos e estes melhores que paralelogramos, assim como triângulos são usualmente melhores quanto mais se aproximam de um triângulo equilátero. Portanto, neste projeto os elementos foram modelados de forma mista, contando com quadrados e triângulos, que respeitam as características geométricas impostas pelos softwares.

Os elementos se relacionam de tal forma que dois elementos vizinhos só podem se interceptar em uma face, um lado (aresta) ou um nó (vértice), e isso representa a convergência da malha. Caso esse critério não seja respeitado, será impossível executar a análise de elementos finitos. Em alguns casos, por exemplo, são feitas inconsistências onde um elemento quadrilátero de oito nós é colocado ao lado de outro com apenas quatro nós, conforme Figura 19. Assim, a variação do campo incógnita que antes seria linear, passa a ser parabólica. Dessa forma, espera-se que essas inconsistências possam ser tratadas através de técnicas do tipo dos Multiplicadores de Lagrange, minimizando o erro cometido. Entretanto, o ideal é que em casos como este, os elementos sejam deletados e refeitos manualmente.

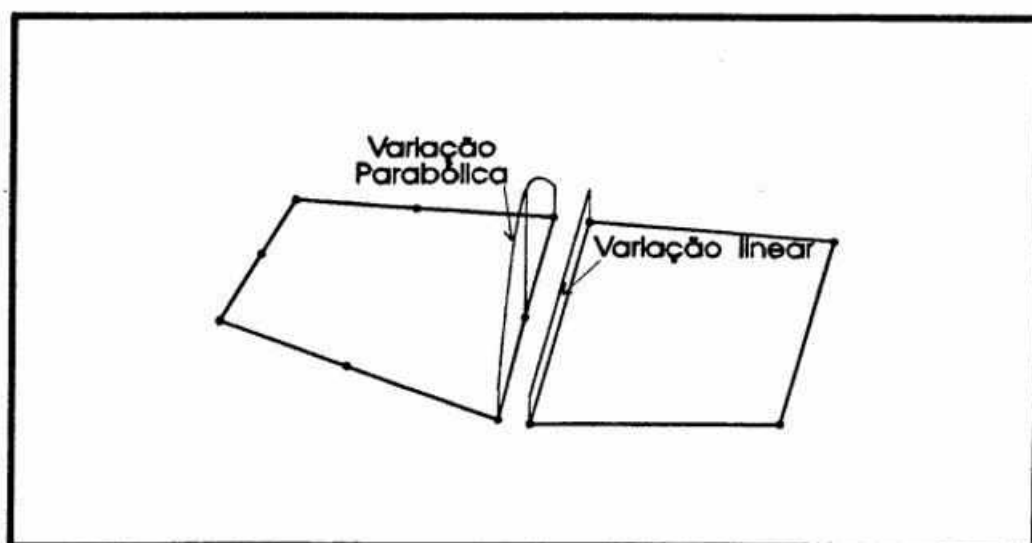


Figura 19 - Inconsistência no campo de deslocamentos (Martha, 1994).

Um método para reduzir o erro de aproximação é fazer um refinamento de malha, aumentando o número de graus de liberdade de um modelo. As formas mais comuns de se executar este procedimento são os refinamentos do tipo “h”, do tipo “p” e do tipo “r”. A Figura 20 ilustra os dois primeiros casos.

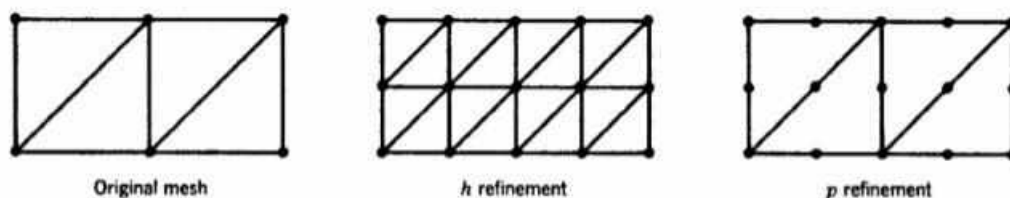


Figura 20 - Refinamento de malha do tipo "h" e "p" (Martha, 1994).

No refinamento do tipo “h” faz-se uma diminuição do tamanho característico (h) dos elementos, dividindo cada um deles em dois ou mais elementos, porém sem alterar o tipo do elemento usado. No refinamento tipo “p” é feito um aumento no grau (p) do polinômio completo de mais alto grau na formulação de elementos, acrescentando-se nós aos elementos ou graus de liberdade aos nós, sem alterar o número de elementos usados. Por fim, no refinamento tipo “r”, a ideia é manter o número de graus de liberdade do modelo e a ordem dos polinômios nos elementos, modificando apenas a posição dos nós e movendo-os na direção das regiões onde há gradientes acentuados na solução. Assim, é possível aumentar a densidade da malha nas regiões mais críticas tornando o modelo menos refinado em outras áreas menos exigidas.

O programa de análise por elementos finitos é chamado de adaptativo se a adição de graus de liberdade ou modificação da posição dos nós e reanálise são executadas com um mínimo de intervenção do analista. Por outro lado, é chamado auto-adaptativo se ele pode decidir automaticamente onde dentro da malha os graus de liberdade adicionais são necessários, além de modificar a malha, refazer a análise e continuar a executar este procedimento até atingir um critério de convergência pré-estipulado (R. D. Cook, 1989).

4. DESCRIÇÃO DO MODELO DE ELEMENTOS FINITOS

O modelo de elementos finitos foi construído em HyperMesh® e Femap/NASTRAN®. Inicialmente, a malha foi gerada em HyperMesh a partir do modelo CAD descrito na sessão [2]. A qualidade e o refinamento da malha são parâmetros fundamentais para se obterem resultados confiáveis ao fim das simulações. Porém, caso não haja disponibilidade de uma máquina com especificações muito avançadas, é necessário ter muita atenção com relação a esses parâmetros, uma vez que quanto mais refinada a malha, mais pesada será sua análise. Dessa forma, uma maneira de se obter uma malha aceitável e que não seja tão pesada, computacionalmente falando, é fazer um refinamento maior apenas nas regiões de interesse. Ou seja, aquelas regiões mais solicitadas e sujeitas a maiores concentrações de tensão. A Figura 21 mostra uma visão geral da malha gerada em HyperMesh com e sem a casca e a Figura 22 mostra uma região da asa para que seja analisada a convergência e o refinamento da malha em alguns componentes.

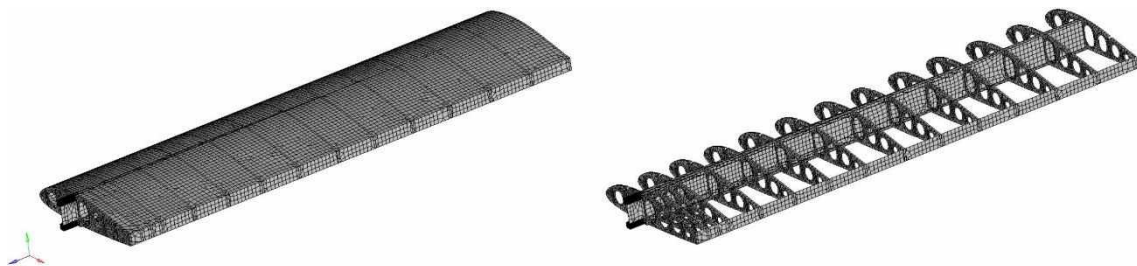


Figura 21 - Malha da asa em HyperMesh.

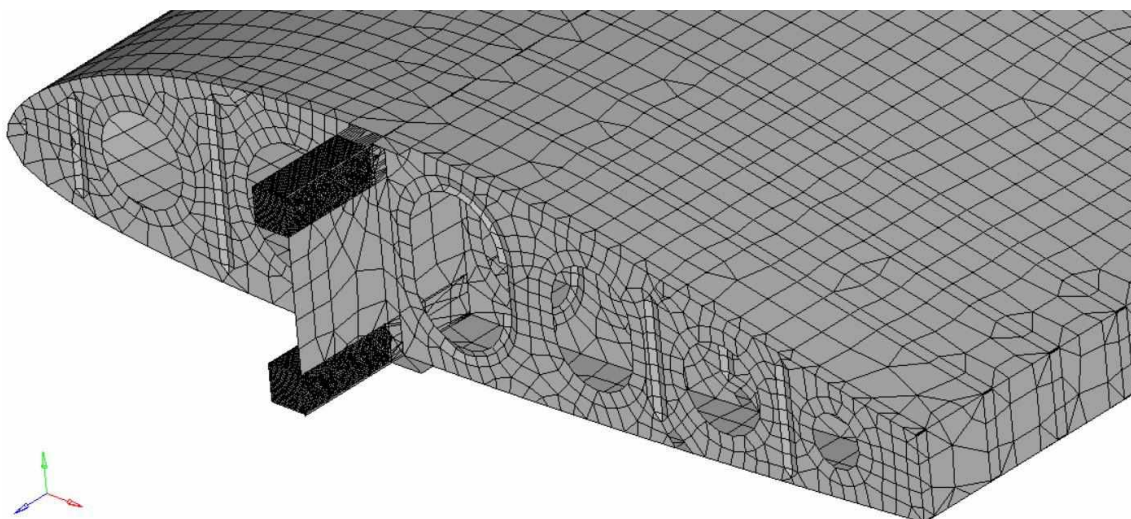


Figura 22 - Convergência e refinamento da malha.

O modelo de elementos finitos foi construído baseado em elementos de placa e elementos sólidos. Os componentes construídos como superfícies (placa) – Alma, Componente de Fixação, Longarina traseira, Nervuras e Casca – são constituídos de elementos bidimensionais mistos do tipo CTRIA3 e CQUAD4. Já a Mesa da Longarina principal, que foi modelada como elemento sólido, é constituída de elementos tridimensionais do tipo TETRA (Tetrahedron) (University of Colorado. Overview of Solid Elements). Além disso, foram modelados elementos rígidos de conexão do tipo RBE2 e RBE3. Todos eles juntos somam 68629 elementos e 30177 nós. A quantidade de elementos separada por tipo e, também, por componentes é mostrada na Tabela 2.

Tabela 2 - Detalhes do modelo de elementos finitos.

Classificação		Número de Elementos
Componentes	Nervuras do Bordo de Ataque	3787
	Nervuras do Caixão Central	5585
	Alma e Componente de Fixação	1544
	Mesa	48446
	Longarina Traseira	600
	Casca	8627
	Rígidos	40
Tipo	CTRIA3	2846
	CQUAD4	17297
	TETRA	48446

As regiões que exigiram maior refinamento de malha foram os furos nos componentes da longarina principal, utilizados para a fixação da asa na fuselagem. A Mesa da longarina, por ser um componente sólido, gera elementos tridimensionais, o que eleva muito a quantidade de elementos e nós, aumentando consideravelmente o esforço computacional necessário para as simulações. Essa elevação é tão grande que foi necessário dividir a estrutura em duas partes, para que fosse possível refinar tanto quanto necessário a região dos furos (elementos de 3 milímetros) e gerar uma malha bem mais grosseira no resto de seu corpo (elementos de 100 milímetros). A consequência disso é carregar um erro para os resultados a serem obtidos, pois na região na qual foi feito o corte do componente a distribuição de esforços será afetada. A Figura 23 mostra em detalhe a malha gerada na Mesa.

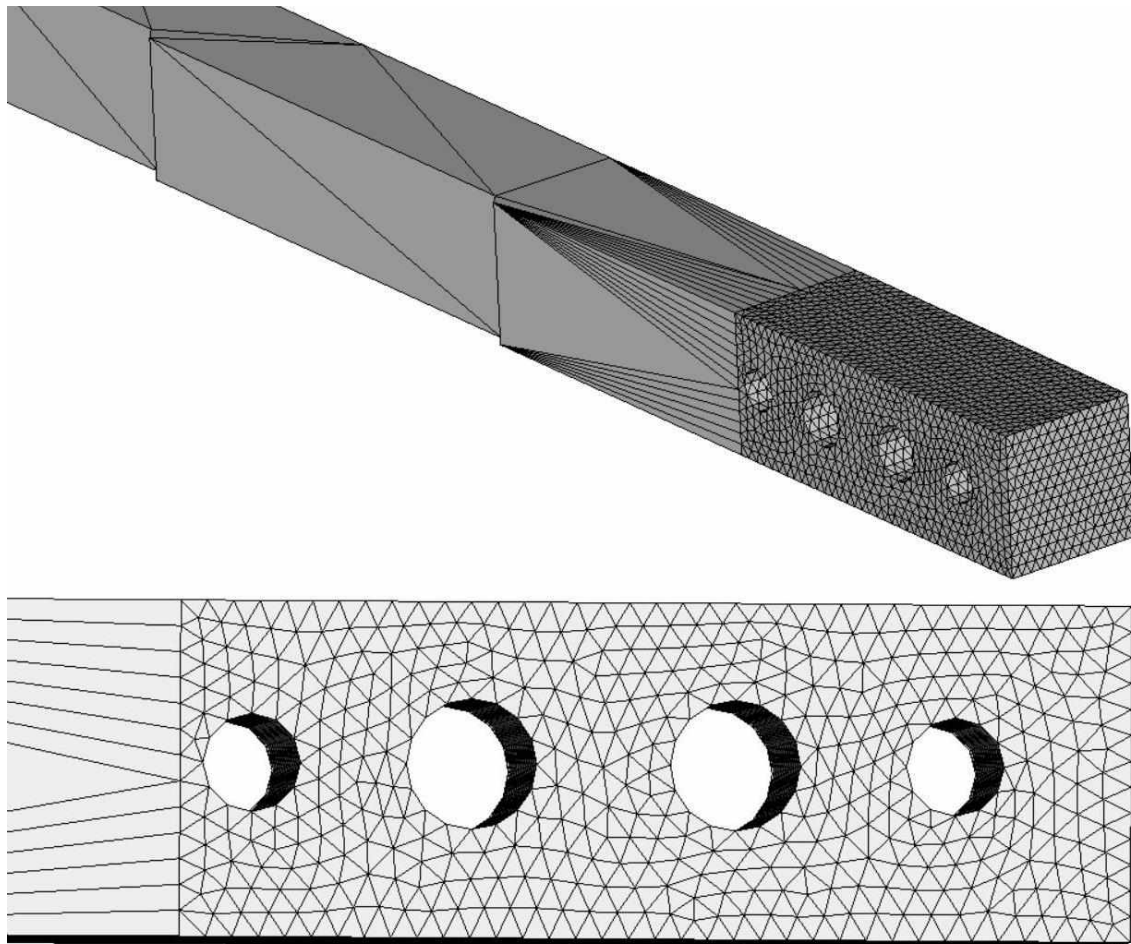


Figura 23 - Detalhe da malha gerada na região dos furos da Mesa.

As nervuras exigem um refinamento razoável, uma vez que são os principais componentes a suportar as cargas de torção na asa. Tanto no bordo de ataque quando no caixão central o refinamento foi feito com mesmo tamanho de elementos (15 milímetros) e, em ambos, a região dos recuos em volta dos furos de alívio foi um pouco prejudicada. Caso esse projeto contasse com análises de flambagem essa região não poderia ter sido lesada, mas para as simulações estáticas executadas a perda não é tão relevante. A Figura 24 mostra em detalhe as nervuras do bordo de ataque e do caixão central e a convergência de malha presente na união entre elas.

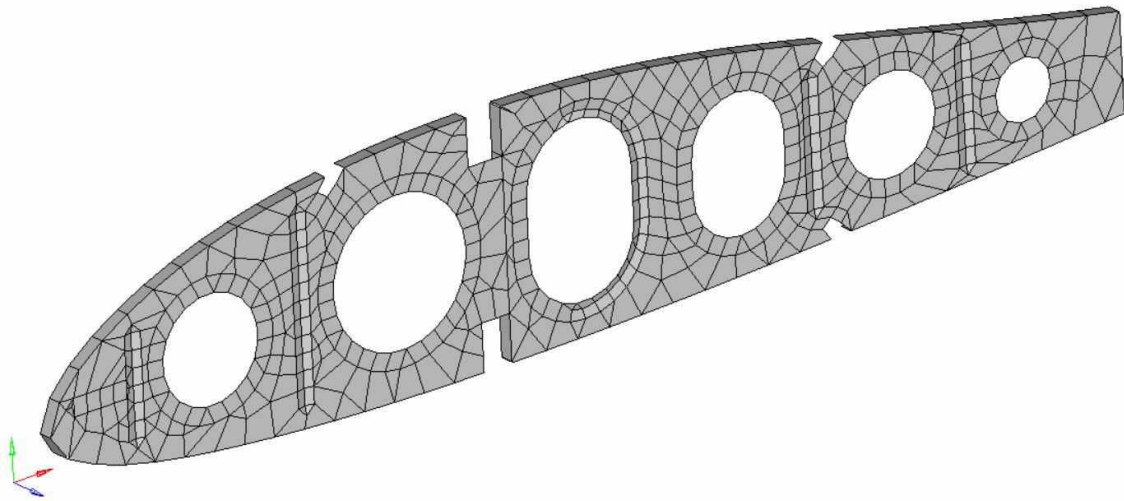


Figura 24 - Malha gerada nas nervuras.

A última etapa da construção da malha consistiu na geração de elementos conectores. Para isso foram criados elementos rígidos do tipo RBE2 e RBE3. O RBE2 é um elemento de corpo rígido utilizado para conectar um único nó independente a um ou mais nós dependentes, de forma a restringir a estrutura nos graus de liberdade de rotação e translação em x, y e z. Assim, o RBE2 acrescenta rigidez à estrutura e, apesar de garantir a conexão dos elementos desejados, traz o malefício de perda de algumas informações das análises estruturais nas regiões dos componentes envolvidos, já que esse elemento restringe o deslocamento da estrutura. O RBE3 é um elemento de corpo rígido utilizado para conectar um único nó a múltiplos outros. É similar ao RBE2 em relação à conexão dos nós, porém consiste em um nó dependente e um ou mais independentes. O RBE3 não acrescenta rigidez à estrutura, pois faz uma interpolação dos movimentos dos nós independentes.

O RBE2 foi utilizado na conexão da Mesa (elemento sólido) com os demais componentes da longarina principal (elementos de superfície) – Alma e Componente de Fixação – e, também, foi utilizado nos furos da Mesa para que fosse feita a restrição de engaste nas simulações. Uma forma de verificar se os nós e elementos do componente sólido foram corretamente conectados aos nós e elementos dos componentes de superfície desejados é, certificar-se nos resultados de análise modal se os componentes se movimentam como esperado e/ou nos resultados de análise estática se o deslocamento das estruturas é igual em uma mesma região. A Figura 25 mostra que o deslocamento da mesa acompanha o deslocamento dos demais componentes da longarina principal. A Figura 26 mostra em azul o detalhe dos elementos do tipo RBE2 criados nos furos da mesa.

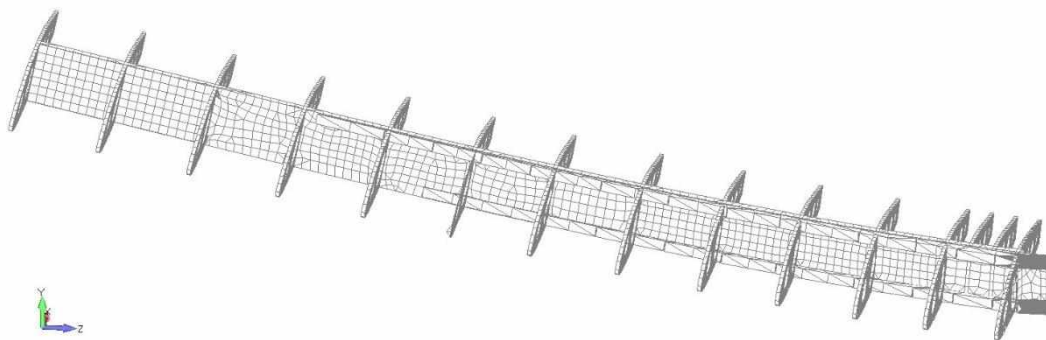


Figura 25 - Verificação da conexão entre sólidos e superfícies por RBE2.

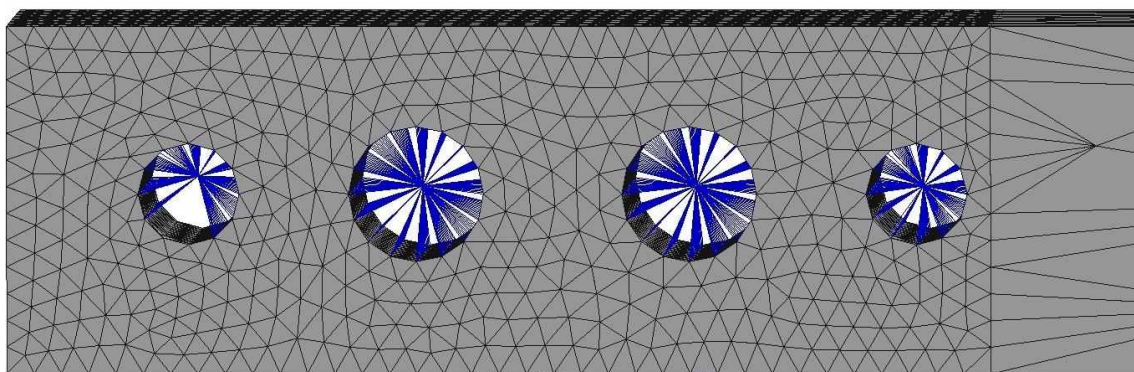


Figura 26 - Elementos do tipo RBE2.

O RBE3 foi utilizado para unir um nó dependente compartilhado entre nervura do caixão central, a nervura do bordo de ataque e a longarina principal, a todos os demais nós presentes no plano das nervuras. Dessa forma, no momento de aplicar as cargas, essa

aplicação é feita justamente nesse nó dependente. A Figura 27 mostra o detalhe dos elementos do tipo RBE3 criados nas nervuras.

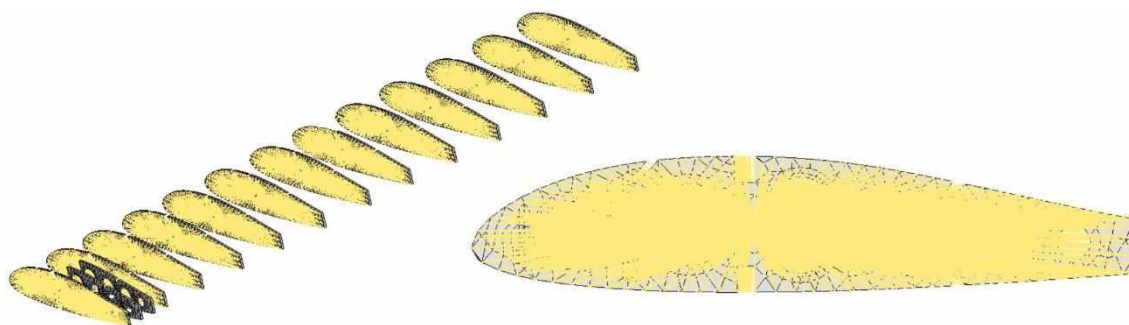


Figura 27 - Elementos do tipo RBE3.

4.1. Propriedades mecânicas do material

Todos os componentes da asa do RV-10 são feitos da liga de alumínio Al 2024 – t3, contando apenas com variações de espessura entre si. Para consulta das propriedades mecânicas do material, foi usado como base de dados o manual *Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicles Structures* (MIL–HDBK–5J) desenvolvido pelo Departamento de Defesa dos Estados Unidos (US Department of Defense).

A consulta foi feita na Tabela 3.2.3.0(b₁) do manual e os dados pertinentes constam na Tabela 3. Esta tabela representa um fragmento da original, abordando apenas dados referentes a componentes com espessura entre 0,010 – 0,128 in, que é o caso das estruturas presentes na asa do RV-10 (Nervuras e Casca com 0,032 in e Longarinas com 0,062 in). Um componente plano de metal é considerado como Chapa caso ele possua espessura abaixo de 0,250 in (Niu, Michael Chun-Yung, 1997). Existem bases do tipo A e B, e foram extraídos apenas dados de base do tipo A que se refere à carga mais crítica, ou seja, caso a carga aplicada possua apenas um caminho para se distribuir (exemplo: apenas uma longarina para suportar o momento fletor). Algumas propriedades são divididas pela direção dos grãos dos componentes, sendo classificadas e L (direção longitudinal) e LT (direção transversal). Assim, para este trabalho foram adotados os valores referentes à direção longitudinal. Além disso, estão representados os valores de Limite de Escoamento (F_{ty}), de Limite de Compressão (F_{cy}), Limite de Cisalhamento (F_{su}), Módulo de Young (E), Módulo de Rigidez (G) e Coeficiente de Poisson (μ).

Tabela 3 - Propriedades da liga Al 2024 - t3.

Especificação	AMS-QQ-A-250/4
Forma	Chapa
Têmpera	T3
Espessura	0,010 – 0,128 in
Base	A
Propriedades mecânicas	
F_{ty}, MPa	-
L	324
LT	290
F_{cys}, MPa	-
L	269
LT	310
F_{su}, MPa	269
E, MPa	72395
G, MPa	27580
μ	0,33

A Figura 28 mostra o diagrama de Tensão x Deformação da liga Al 2024 – t3 retirado do MIL– DSBK–5J, evidenciando o comportamento do material mediante as solicitações de esforços. Na análise dos resultados este diagrama deverá ser consultado a fim de entender se a concentração de tensão nos componentes causa deformações elásticas ou plásticas, visando ao cumprimento dos requisitos, e verificação da margem do material para a ruptura. Como dito anteriormente, os valores utilizados neste projeto correspondem à direção longitudinal e, de acordo com as propriedades do material e o diagrama de tensão – deformação, o Limite de Escoamento se dá em 323 MPa (47 ksi) e a ruptura em 434 MPa (63 ksi).

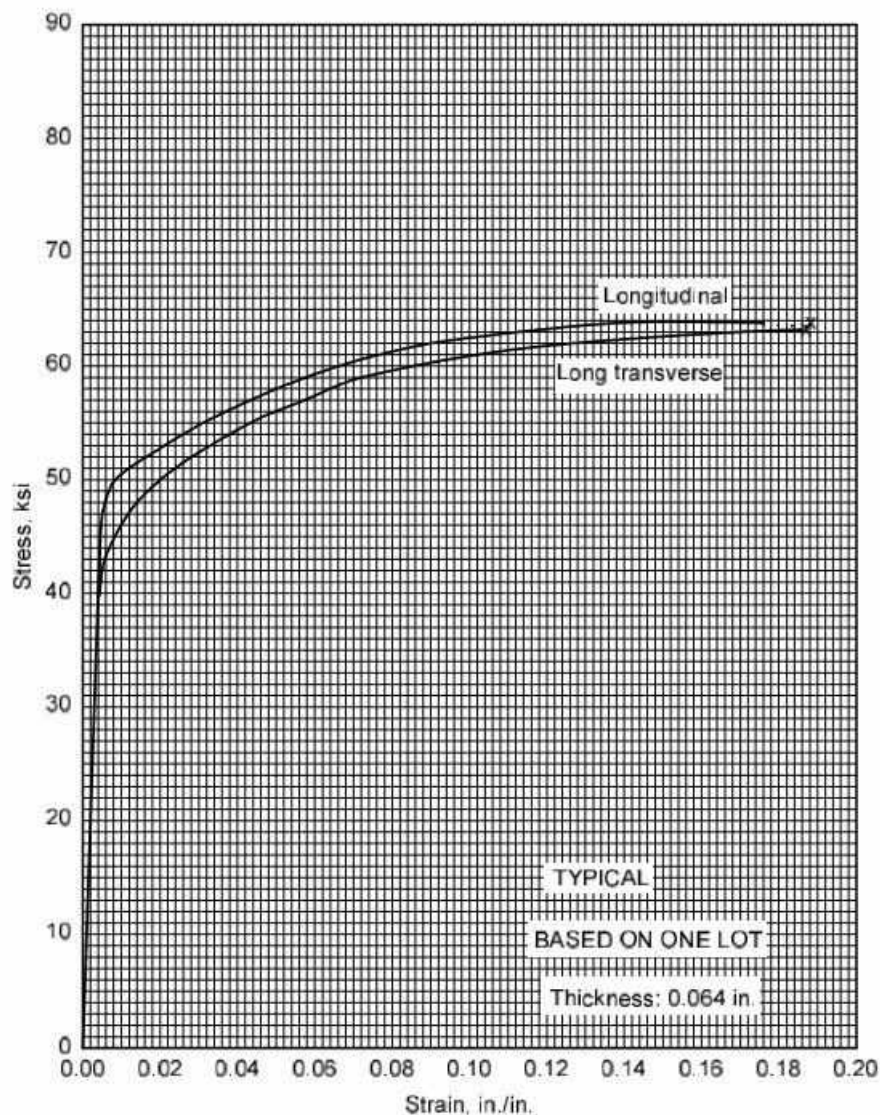


Figura 28 - Diagrama Tensão x Deformação para a liga Al 2024 - t3.

4.2. CONDIÇÕES DE CONTORNO E APLICAÇÃO DE CARGAS

A fixação da asa na fuselagem através da longarina é a condição de contorno básica a ser aplicada. Existem algumas estratégias para executar o acoplamento destes componentes, porém nesse quesito houve a preocupação em simular essa condição de contorno da forma mais próxima quanto possível da realidade. Assim, foi feito o engaste em cada um dos oito furos da longarina, com a finalidade de representar os pinos utilizados para a fixação. Como dito na seção [4], o engaste foi modelado a partir de

elementos rígidos de RBE2, selecionando como nós dependentes todos aqueles internos na região dos furos e como independente, um nó central.

A distribuição de cargas a serem aplicadas na asa foi gerada a partir de uma rotina em MATLAB[®] que envolve parâmetros de geometria e de performance da aeronave, presente no ANEXO B deste relatório. Essa rotina representa a distribuição de cargas de sustentação por Aproximação de Schrenk. Especificações da asa como envergadura, corda aerodinâmica, área molhada, número de nervuras, espaçamento entre elas e características da aeronave como peso vazio, MTOW, largura da fuselagem, fator de carga, velocidade máxima, teto de voo, foram utilizados para os cálculos. Dessa forma, a distribuição de cargas será representada por vetores de força concentrada, com direção vertical e aplicadas em cada uma das doze últimas nervuras. Isso porque não é usual aplicar carga na primeira nervura, já que ela se encontra muito próxima da região de fixação e, muitas das vezes, a essa nervura também é aplicada a condição de engaste. As duas nervuras do caixão central que não possuem correspondentes no bordo de ataque também foram negligenciadas nessa aplicação de cargas. Sendo assim, com um total de quinze nervuras e três não utilizadas, chegou-se ao número de aplicação em doze pontos. Os nós escolhidos correspondem à união da nervura do caixão central e do bordo de ataque com os componentes da longarina principal, já se aproveitando do fato de se aproximarem do centro aerodinâmico do aerofólio.

O trabalho nesse projeto é baseado nos requisitos de aero navegabilidade presentes no RBAH 23 (Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica), aplicados a essa categoria de aeronave. O módulo das cargas será baseado no Fator de Carga estipulado para o RV-10, a fim de verificar o cumprimento dos critérios do regulamento. A aeronave deve resistir às cargas limites (Fator de Carga = 1,0) e às cargas finais (Fator de Carga = 2,5). A Tabela 4 mostra o módulo das doze cargas aplicadas na asa, simulando uma distribuição de cargas, com o posicionamento das nervuras referenciado no eixo longitudinal da fuselagem, para as duas condições mencionadas.

Tabela 4 - Distribuição de cargas na asa.

Número da nervura	Posição da nervura [mm]	Fator de Carga	
		1,0	2,5
		Módulo das cargas [N]	
4	1121	1865	4663

5	1399	407	1018
6	1678	414	1035
7	1974	431	1080
8	2289	419	1047
9	2581	402	1004
10	2887	397	993
11	3194	388	969
12	3515	375	938
13	3840	340	849
14	3155	237	592
15	4371	78	194
Sustentação Total em cada semi-asa		5753	14382

5. ANÁLISES E RESULTADOS

Com o modelo de elementos finitos importado, as propriedades mecânicas do material definidas, as condições de contorno e aplicação de cargas implementadas, chega o momento de executar as análises. Nesta seção serão evidenciados os resultados obtidos a partir de uma análise modal e duas análises estáticas, que se diferenciam entre si apenas pelo fator de carga utilizado. O objetivo final é observar o deslocamento total da asa, e de seus componentes separadamente, e analisar as concentrações de tensão nos componentes mais solicitados do modelo para saber quanto de margem tem a estrutura, tanto para carga limite quanto para carga final, a fim de saber se a estrutura é segura ou se vai falhar.

5.1. Análise Modal

A Análise Modal é um estudo utilizado para determinar as propriedades dinâmicas de um sistema. Um sistema mecânico possui frequências naturais, fatores de amortecimento, modos de vibração e, com essas propriedades, pode-se formular o modelo matemático que representa todo o comportamento dinâmico de uma estrutura ou componente mecânico (He Jimin and Fu Zhi-Fang, 2001).

O teste modal combina a aquisição de dados com a análise posterior. Durante a fase de aquisição de dados, a resposta estrutural é medida em locais bem definidos, quando a estrutura é estimulada por cargas com caldo de frequência conhecida. Durante a fase de

análise modal, o espectro da frequência de excitação e o espectro de frequência de resposta são usados para calcular Funções de Resposta em Frequência (FRFs), as quais são expressas, em teoria, como uma combinação linear de contribuidores modais.

Com este tipo de análise é possível entender como a estrutura se comporta mediante uma excitação, bem como correlacionar e atualizar modelos de simulação, além de acelerar cálculos de estruturas. Para este trabalho a análise modal foi totalmente projetada em Femap/NASTRAN® e configurada para devolver três modos de vibrar, com suas respectivas frequências naturais. Como esperado, foram obtidos dois modos de flexão e um modo de torção, que são as respostas em frequência mais comuns em asas com configuração multi-nervuras. A Figura 29 mostra os modos de vibrar da asa do RV-10, aplicados a um fator de escala igual a duas e com uma região sombreada em azul que representa o componente sem deformação.

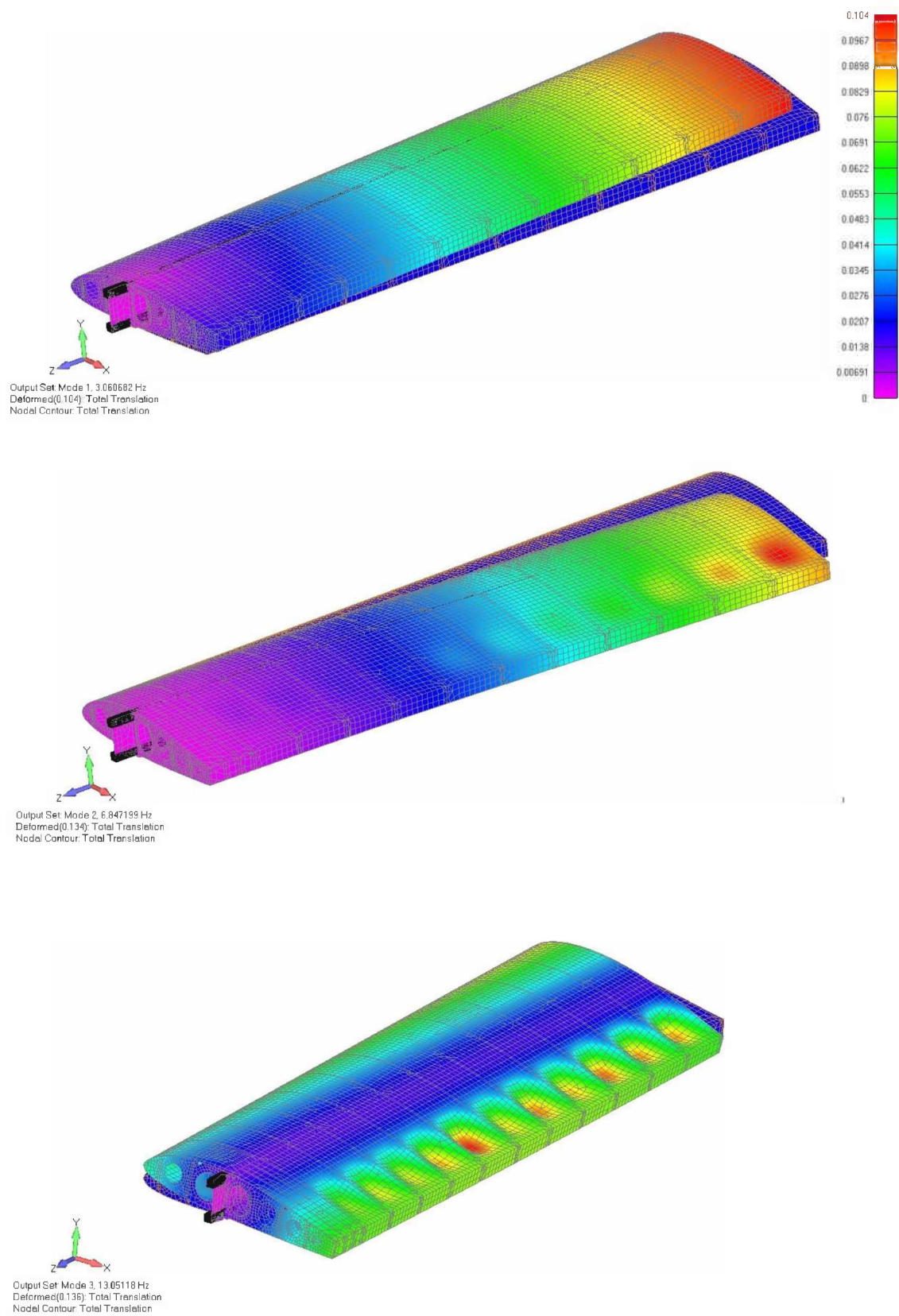


Figura 29 - Modos de vibrar.

O primeiro modo de vibrar da estrutura é uma flexão no plano horizontal (O_{xz}), com frequência natural de 3,06 Hz. O resultado condiz com o esperado, uma vez que o momento de inércia para este plano é menor que os demais e, dessa forma, é mais “fácil” que o movimento aconteça nessa direção e com uma frequência de ressonância menor. O segundo modo é uma flexão no plano vertical (O_{yz}), com frequência natural de 6,85 Hz. O terceiro modo próprio aponta uma torção sobre o eixo lateral (transversal) que se estende de ponta a ponta das asas da aeronave, com frequência natural de 13,05 Hz. Além disso, este modo mostrou um início de vibração de algumas estruturas individuais, como é o caso da casca. Essa vibração se dá pelo espaçamento calculado entre as nervuras, e está muito presente nos modos subsequentes aos pertinentes a este trabalho. A Tabela 5 mostra os resultados obtidos na análise modal.

Tabela 5 - Resultados da Análise Modal.

Modo de vibrar	Frequência natural [Hz]
1º modo	3,06
2º modo	6,85
3º modo	13,05

5.2. Análise estática

Esta é a principal análise do projeto. O propósito é simular a aplicação das cargas atuantes na asa da aeronave de acordo com as condições de operação estabelecidas pelo fabricante em concordância, claro, com os requisitos de aero-navegabilidade presentes no RBAC 23. Como dito na seção [4.2], foram feitas duas análises estáticas baseadas no fator de carga da aeronave. Para a análise com Fator de Carga igual a 1,0 permite-se a estrutura que sofra apenas deformações elásticas, de forma que não apresente deformações permanentes. Dessa forma, as concentrações de tensão não devem exceder o Limite de Escoamento do material, que corresponde a 323 MPa. Já para a simulação com Fator de Carga igual a 2,5, permite-se que a estrutura sofra deformações permanentes, desde que ela não falhe. Ou seja, as concentrações de tensão podem apresentar níveis maiores que o Limite de Escoamento, mas não devem exceder o Limite

de Ruptura. Sendo assim, é permitido que estejam em uma margem entre 323 MPa e 434 MPa.

5.2.1. Fator de carga 1

O primeiro quesito observado na análise estática foi o deslocamento na asa como um todo. Com o Fator de Carga igual 1,0, que representa um voo reto e nivelado e em condições normais, foi possível observar uma variação mínima desse quesito mostrando valores crescentes de forma gradual na direção da raiz até a ponta da asa. Como esperado, o deslocamento máximo se apresentou na ponta da asa, na posição da última nervura, com um módulo de quase 12 mm. Esse valor representa um deslocamento muito baixo, até mesmo abaixo do esperado. Mas é um indicativo inicial de uma asa superdimensionada, o que é comum em aeronaves experimentais. A Figura 30 mostra o resultado da análise estática para Fator de Carga 1, evidenciando os deslocamentos na asa completa e em uma vista da estrutura interna.

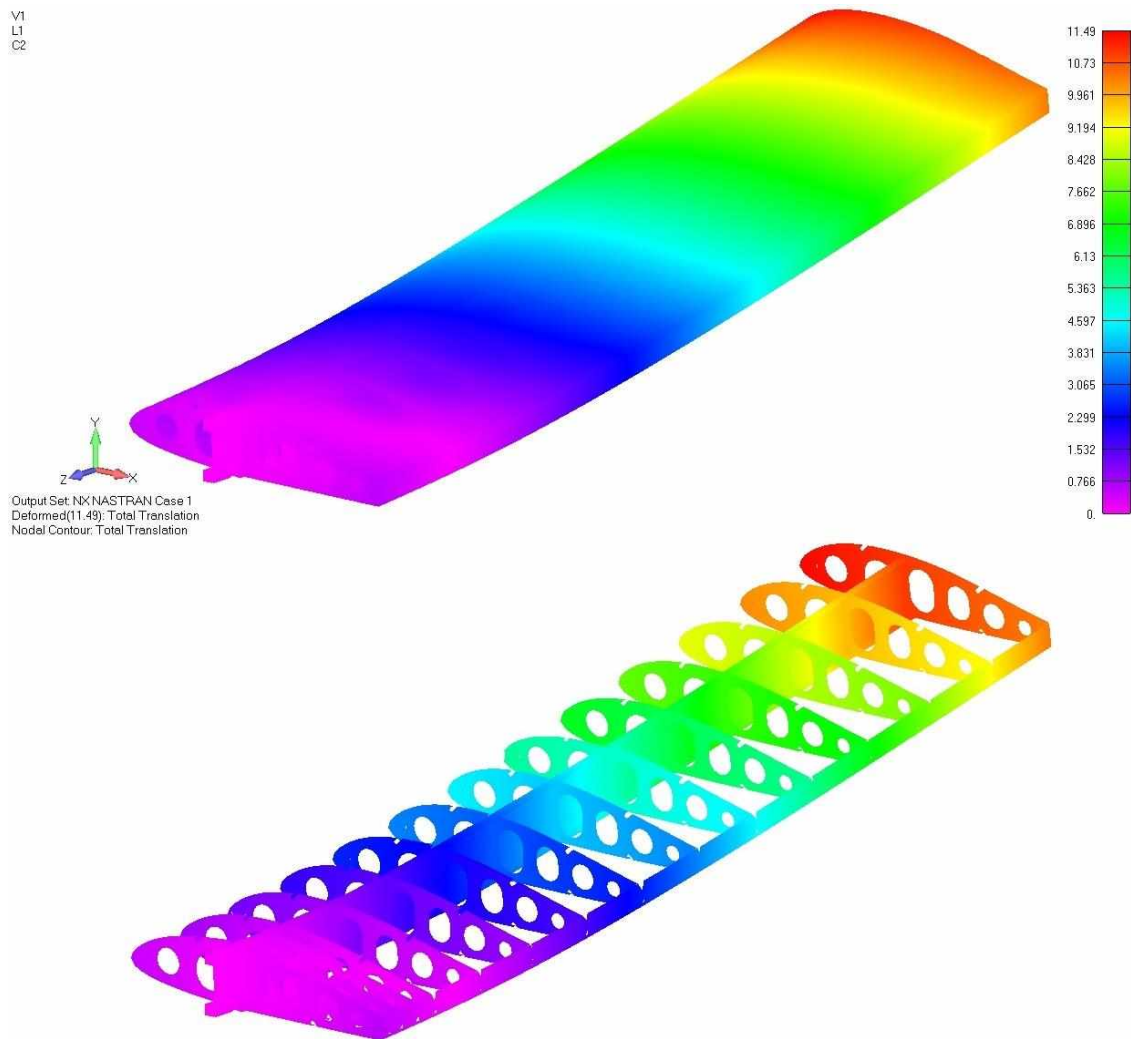


Figura 30 - Deslocamentos na asa para fator de carga 1.

O quesito mais importante nesta análise estática é a Tensão de Von Mises, que mostra a resultante das cargas na estrutura independente de sua origem (flexão ou torção). Dessa forma, esta simulação evidencia as concentrações de tensão ao longo da estrutura. Como as tensões de flexão são maiores que as de torção, os componentes responsáveis por suportá-las ficam em destaque neste estudo. A longarina principal recebe primordialmente o caminho de carga dos momentos fletores e cargas cisalhantes, ao passo que as nervuras têm por função o enrijecimento estrutural da asa contra cargas de torção e estabilidade contra flambagem do revestimento. Assim, os componentes da longarina principal foram analisados separadamente a fim de se identificarem as regiões de concentração de tensão, como mostra a Figura 31.

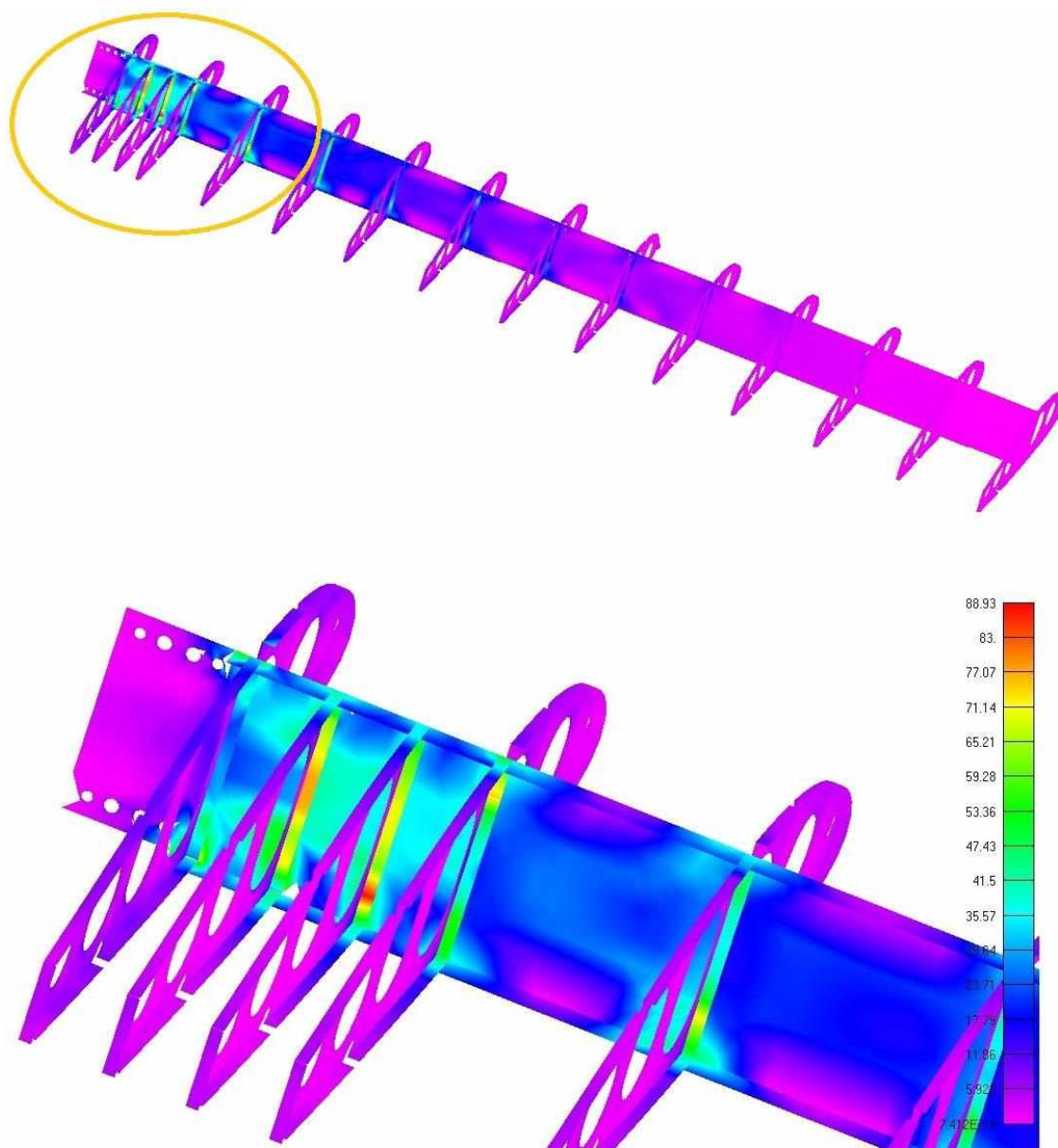


Figura 31 - Concentração de tensões na longarina principal para fator de carga 1.

A tensão máxima neste componente apareceu nos acoplamentos da segunda e terceira nervuras. Justamente aquelas que não possuem nervura correspondente no bordo de ataque. Os níveis de tensão chegaram a quase 90 MPa, o que não é nada alarmante já que estão bem abaixo do Limite de Escoamento do material. Esse resultado contraria, de certa forma, o esperado, já que normalmente a tensão máxima se concentra na região dos furos de fixação entre asa e fuselagem. A Figura 32 mostra que esta região furada, também, obteve índices mais elevados que o restante do componente, mas que são menores que aqueles das nervuras mencionadas, atingindo algo entre 40 – 50 MPa nos furos mais afastados.

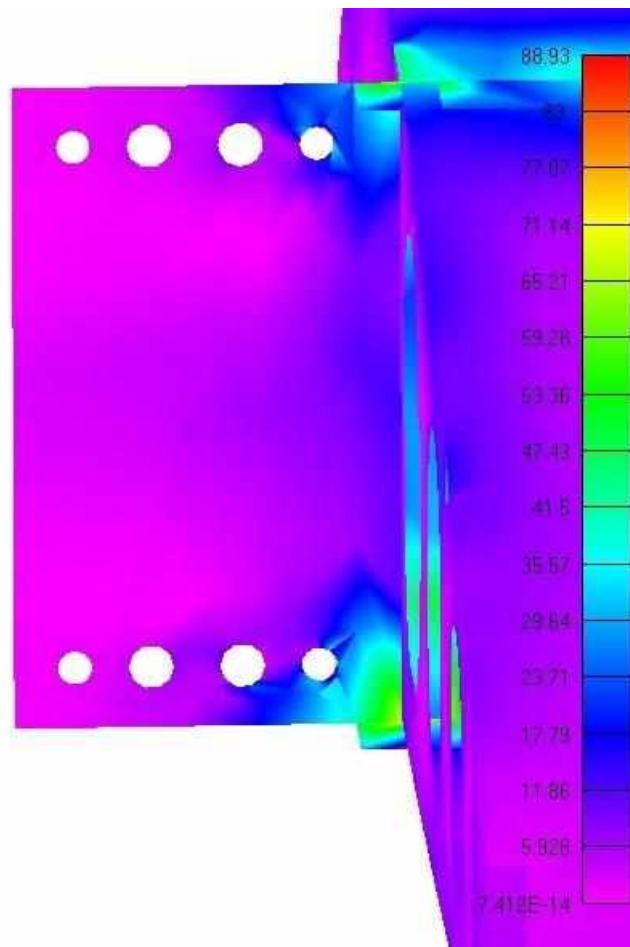


Figura 32 - Concentração de tensão nos furos da Alma para fator de carga 1.

Apesar disso, o principal componente da longarina a suportar as cargas que solicitam a asa é a Mesa. Foi possível notar que a distribuição de tensão se dá de uma forma crescente na direção da ponta até a raiz, chegando aos maiores níveis na região dos furos. O procedimento adotado para o acoplamento da Mesa (componente sólido) na Alma (componente de superfície) feito por RBE2 traz o efeito colateral do acréscimo da rigidez na região envolvida e, por isso, nas proximidades da raiz não foi possível atingir bons resultados. Apesar disso, é evidente que o comportamento da tensão se deu como esperado e que certamente atingiria níveis mais elevados na região. A Figura 33 mostra a Tensão de Von Mises no componente sólido.

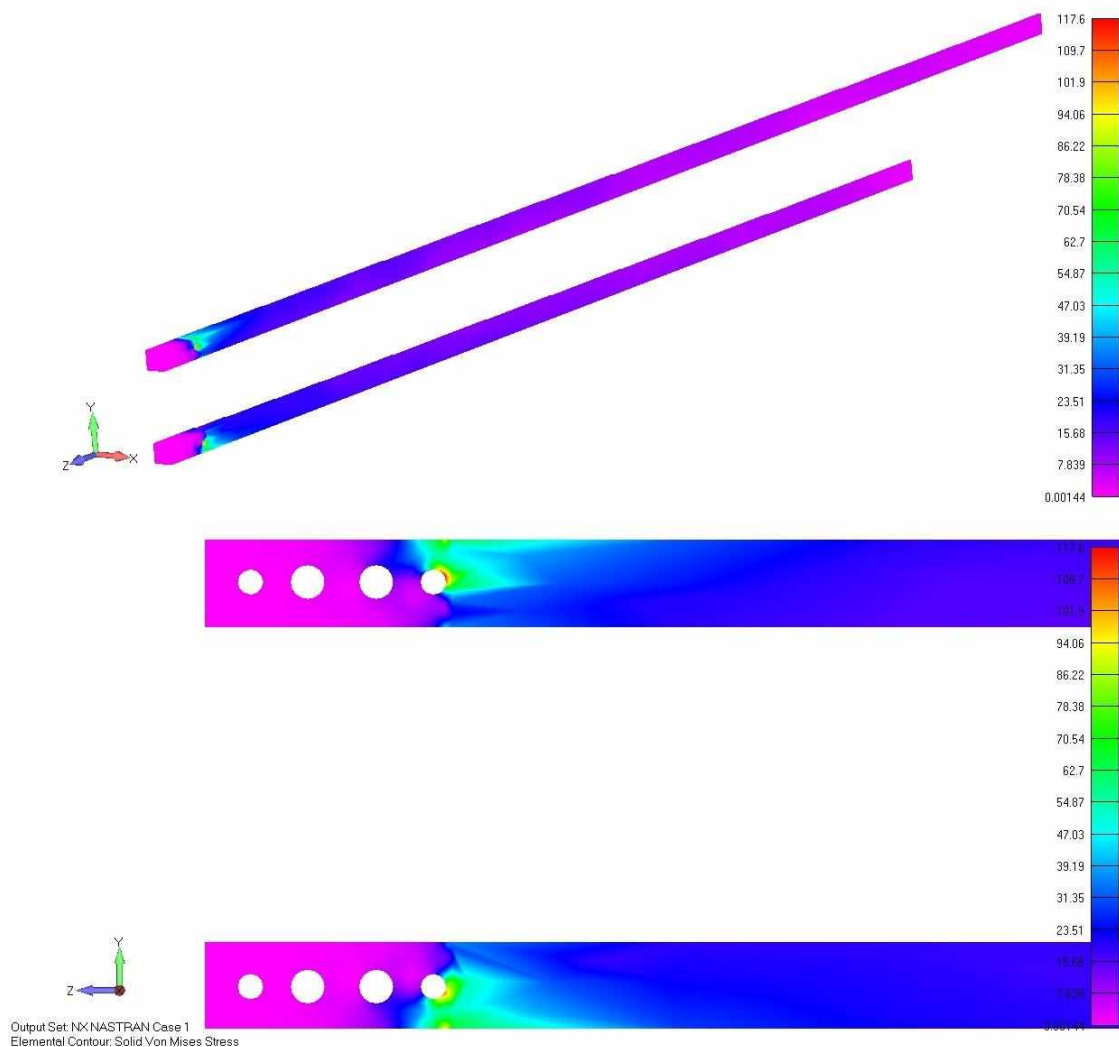


Figura 33 - Concentração de tensão na mesa da longarina para fator de carga 1.

A tensão máxima chega a quase 120 MPa, o que continua dando uma margem muito confortável em relação ao escoamento do material. Essa concentração se dá na quina dos furos, nos quais o efeito do RBE2 não foi ainda tão prejudicial. Além disso, logo após o último furo da direita, é possível ver uma linha com certa confusão nos resultados. Essa região representa exatamente o lugar onde foi feita a divisão do sólido, como explicado na seção [4] e na Figura 23.

Por fim, foi feita a avaliação global da semi-asa, considerando todos os componentes. Essa vista geral possibilita ver as distribuições de tensão na parte superior e inferior da casca da asa, como mostra a Figura 34.

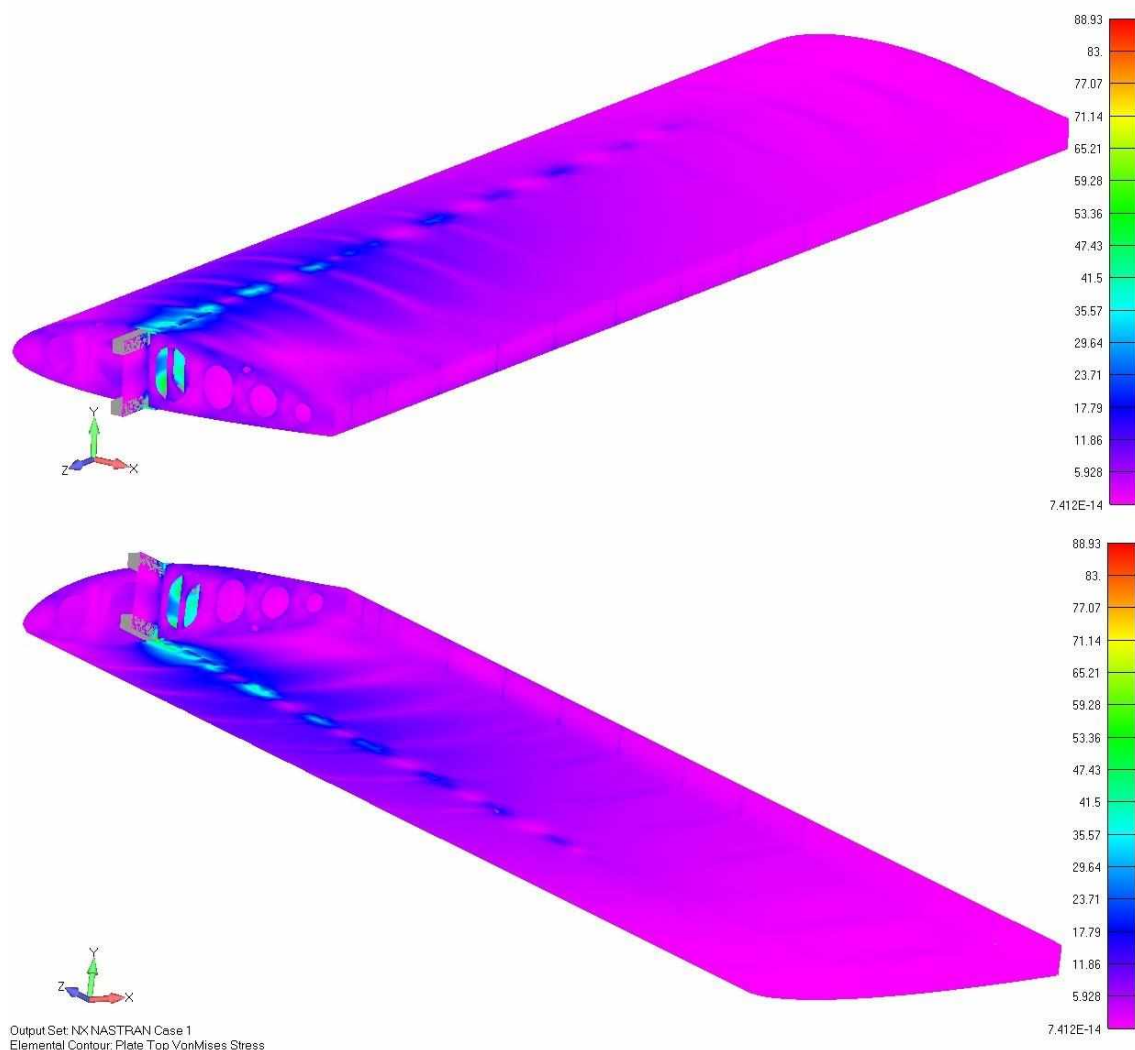


Figura 34 - Vista global das Tensões de Von Misses para fator de carga 1.

5.2.2. Fator de carga 2,5

O Fator de Carga 2,5 foi utilizado com base nos requisitos do RBAC 23 para a categoria do RV-10 e representa uma situação crítica de voo. A análise inicial de deslocamento mostrou, novamente, valores crescentes em direção à ponta da asa. Ainda assim, o deslocamento máximo obtido, acusado na ponta da asa, pode ser considerado pequeno, atingindo quase 30 mm. Este resultado reforça a tese de componentes superdimensionados. A Figura 35 mostra o resultado da análise estática para Fator de Carga 2,5, evidenciando os deslocamentos na asa completa e em uma vista da estrutura interna.

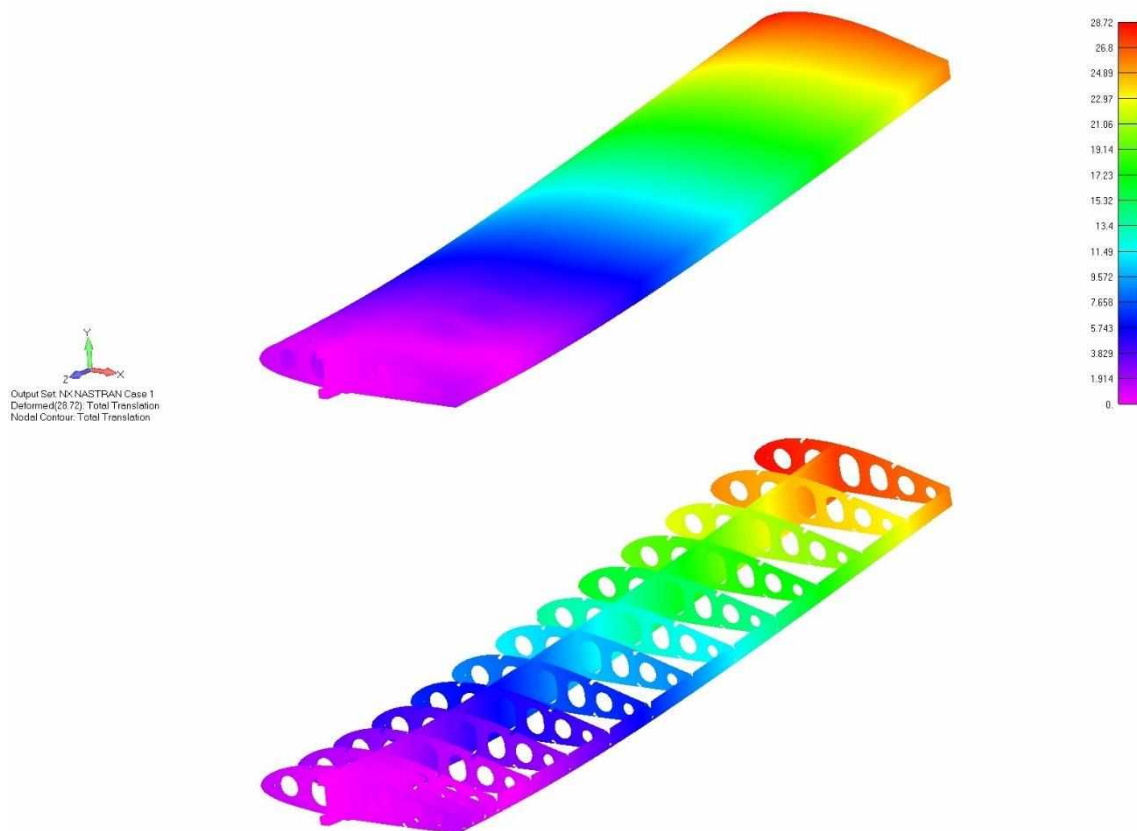


Figura 35 - Deslocamentos na asa para fator de carga 2,5.

A análise da Tensão de Von Mises seguiu o mesmo padrão explicado na seção [5.2.1]. Ou seja, sabendo que as maiores cargas em uma asa com essa configuração e essa estrutura de fixação são os momentos fletores e cargas cisalhantes, e que a longarina principal é o componente primordial para suportar tais cargas, o estudo inicial teve foco nessas estruturas. A concentração de tensão na longarina principal é mostrada na Figura 36.

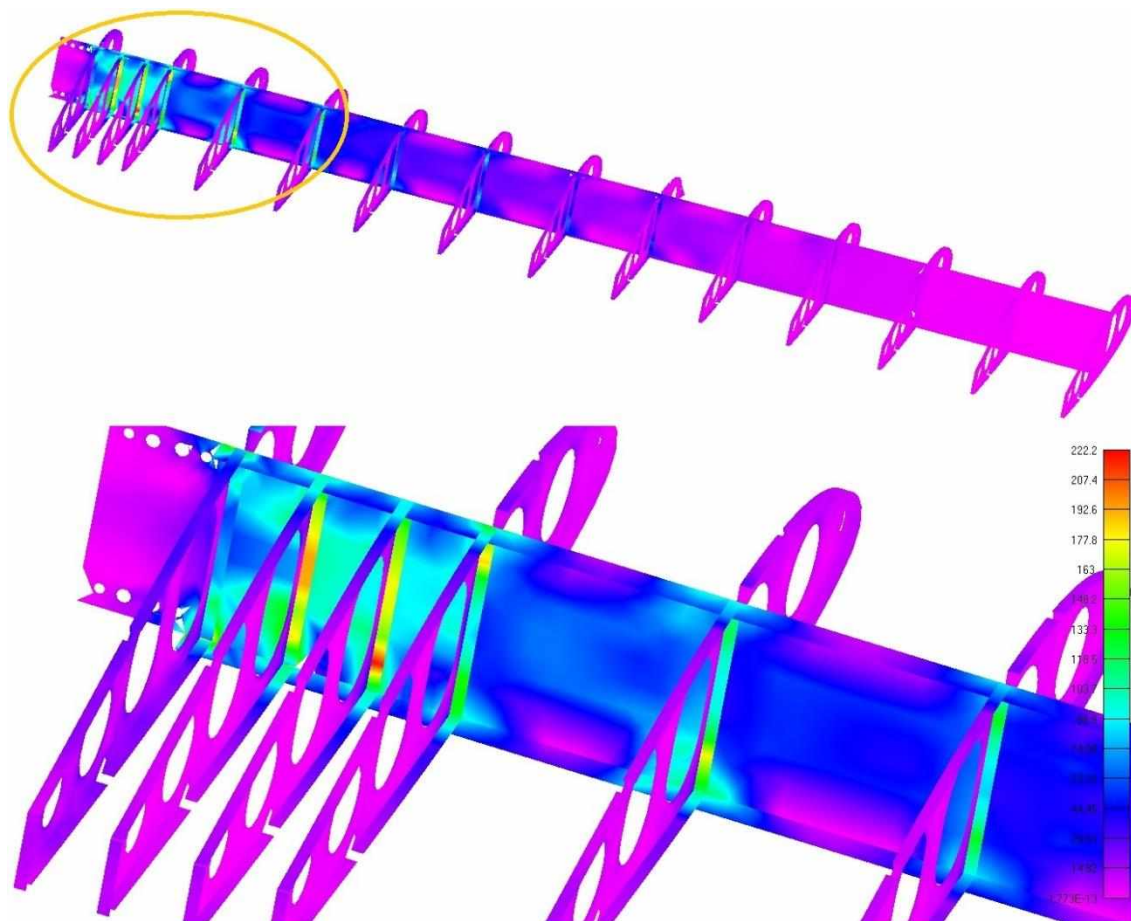


Figura 36 - Concentração de tensão na longarina principal com fator de carga 2,5.

A tensão máxima nos componentes apareceu exatamente nos mesmos locais da análise com Fator de Carga 1, mas, dessa vez, com valores bem mais elevados. Nada que valha a preocupação com relação à margem de segurança. Lembrando que para o Fator de Carga 2,5 os componentes podem sim sofrer deformações plásticas, contanto que não sofram ruptura. Ou seja, as concentrações de tensão poderiam ultrapassar o Limite de Escoamento de 323 MPa, em um intervalo com valor máximo na Tensão de Ruptura de 434 MPa. Ainda assim, a tensão máxima nos componentes analisados chegou a apenas 222,2 MPa, ainda na região de deformações elásticas. Mais uma vez, as tensões também se concentraram nos furos destes componentes, mesmo que não em níveis tão altos quanto os da região de acoplamento das nervuras 2 e 3, atingindo alto em torno de 90 – 100 MPa, como mostra a Figura 37.

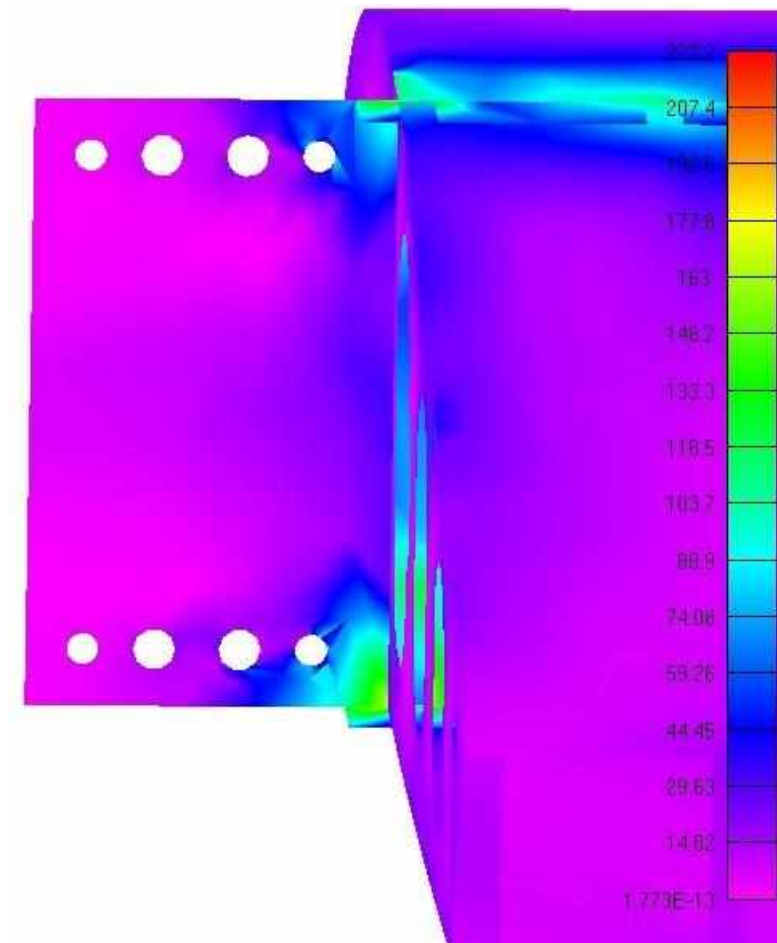


Figura 37 - Concentração de tensão nos furos da Alma com fator de carga 2,5.

Mais uma vez, o principal componente da longarina a suportar as cargas é a Mesa. Nela foi possível ver mais uma vez que a distribuição de tensões cresce de forma gradual na direção da sua raiz, e, infelizmente, os mesmos efeitos negativos das conexões por RBE2 foram flagrados. Entretanto, foi possível obter toda a distribuição bem como a concentração das tensões no componente. A Figura 38 mostra a Tensão de Von Misses no componente sólido.

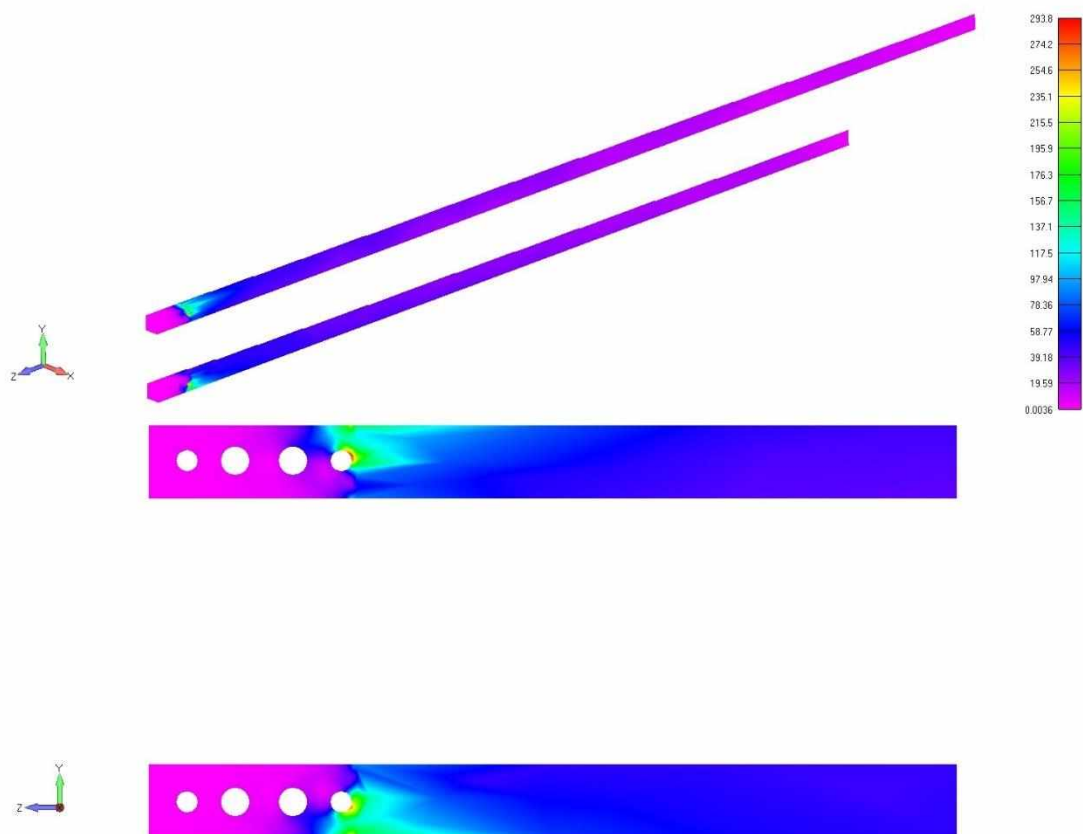


Figura 38 - Concentração de tensão na mesa da longarina com fator de carga 2,5.

A tensão máxima atinge os maiores níveis vistos nestas análises, chegando à grandeza de quase 295 MPa e concentrados nas quinas dos furos da direita. Assim, a estrutura se aproxima do Limite de Escoamento, mas ainda se mantém na região de deformações elásticas e, ainda, com margem bem confortável para a ruptura.

Por fim, foi feita a análise global da estrutura, considerando-se todos os componentes da asa. Essa vista geral possibilita ver as distribuições de tensão na parte superior e inferior da casca da asa, como mostra a Figura 39.

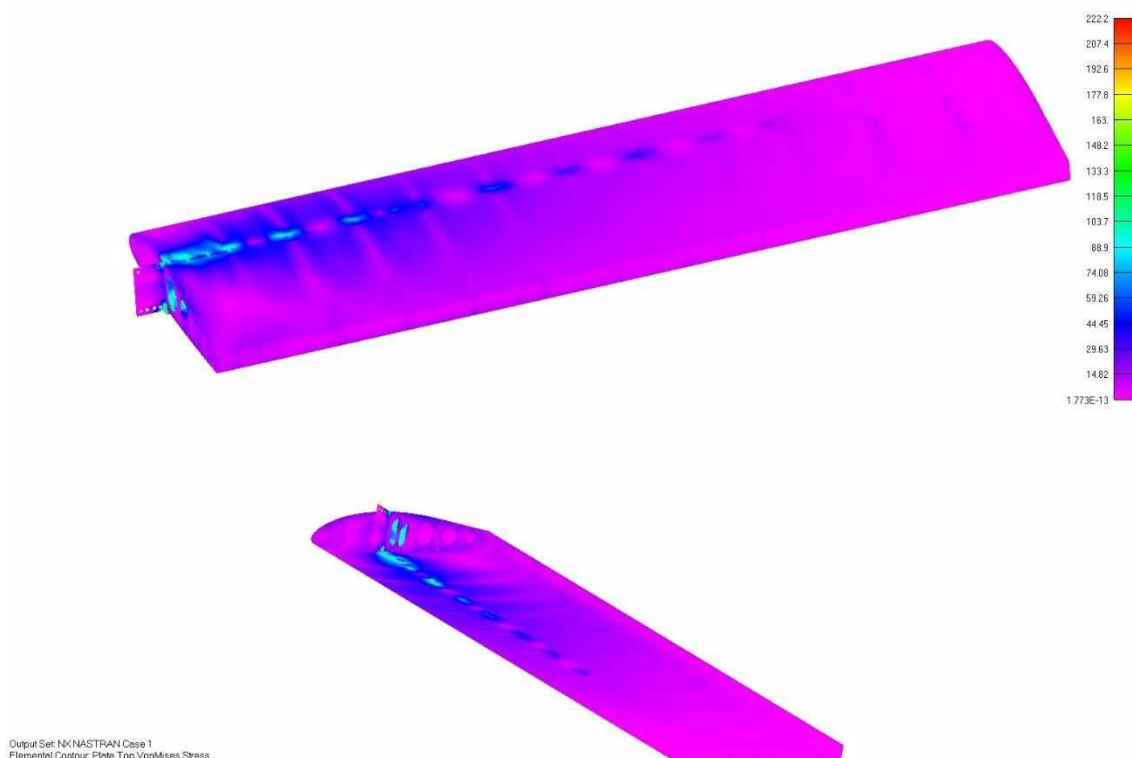


Figura 39 - Vista global das tensões de Von Misses para fator de carga 2,5.

5.2.3. Comparação de resultados

Agora é pertinente que se faça uma comparação entre os resultados obtidos para as análises estáticas com Fator de Carga 1 e Fator de Carga 2,5, e a margem para as cargas limites que, por regulamentação, podem ser atingidas pelos componentes. A Tabela 6 mostra a comparação de resultados para os componentes mais solicitados.

Tabela 6 - Comparação de resultados.

Componente	Tensão Máxima [MPa]		Limite de Escoamento [MPa]	Limite de Ruptura [MPa]
	Fator de Carga 1	Fator de Carga 2,5		
Alma	88,9	222,2	323	434
Mesa	117,6	293,8		
-	Margem para Limite de Escoamento	Margem para Limite de Ruptura		
Alma	263 %	95 %		
Mesa	174 %	47 %		

6. CONCLUSÕES

O projeto de análises estruturais da asa de um RV-10 real aconteceu como uma união de uma atividade de estágio junto à empresa Aeron Engenharia e o Projeto de Conclusão de Curso, que são requisitos obrigatórios para a graduação em Engenharia Aeronáutica na Universidade Federal de Uberlândia. Os trabalhos se estenderam durante todo o segundo semestre de 2017, seguindo o cronograma previsto na proposta inicial, e teve duração aproximada de 20 semanas. Ao fim do projeto, os resultados serão apresentados frente uma banca examinadora e, posteriormente, frente aos responsáveis pela empresa.

A modelagem de elementos finitos foi capaz de representar com acurácia todos os componentes envolvidos, bem como a complexidade de suas geometrias. O projeto proporcionou a oportunidade de grande aprendizado em modelagens e simulações numéricas, envolvendo diversos softwares de larga utilização na indústria aeronáutica e passando por várias etapas de um projeto de engenharia. A modelagem seguiu o plano de trabalho traçado no início das atividades e, de fato, ajustes foram feitos durante todo o projeto visando à obtenção de resultados melhores e mais confiáveis.

Os resultados se mostraram satisfatórios uma vez que o objetivo foi cumprido. Foi possível avaliar as resultantes de tensão em todos os componentes da asa, chegando à conclusão de que não haverá falha em nenhuma estrutura da asa, como uma grande margem de segurança, contanto que as peças estejam em bom estado de conservação e seguindo as normas de manutenção. Além disso, foi possível concluir que o projeto tem componentes superdimensionados. A atividade deixa espaço para execução de outras análises como flambagem, análises considerando a aplicação de rebites, análises de fadiga e outras.

Naturalmente, erros foram acumulados em cada uma das fases do desenvolvimento do projeto. Desde o início, quando o projeto foi apresentado sem que fossem conhecidas as cotas verdadeiras dos componentes, passando por adaptações na etapa de CAD, como os cortes nas superfícies que se interceptavam, além da adaptação de uma malha mais grosseira em virtude das limitações de configuração do computador utilizado, e dos erros acumulados pela conexão por elementos rígidos visando acoplar elementos sólidos e superfícies. Ainda assim, foi possível observar todos os parâmetros desejados, bem como

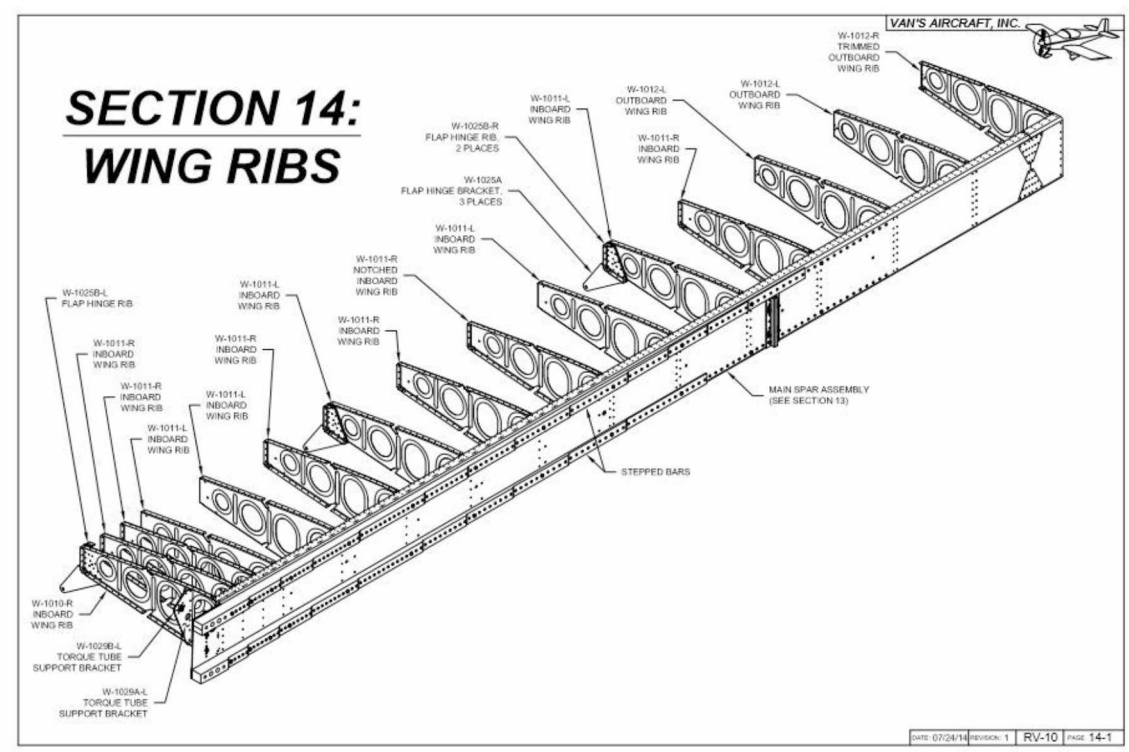
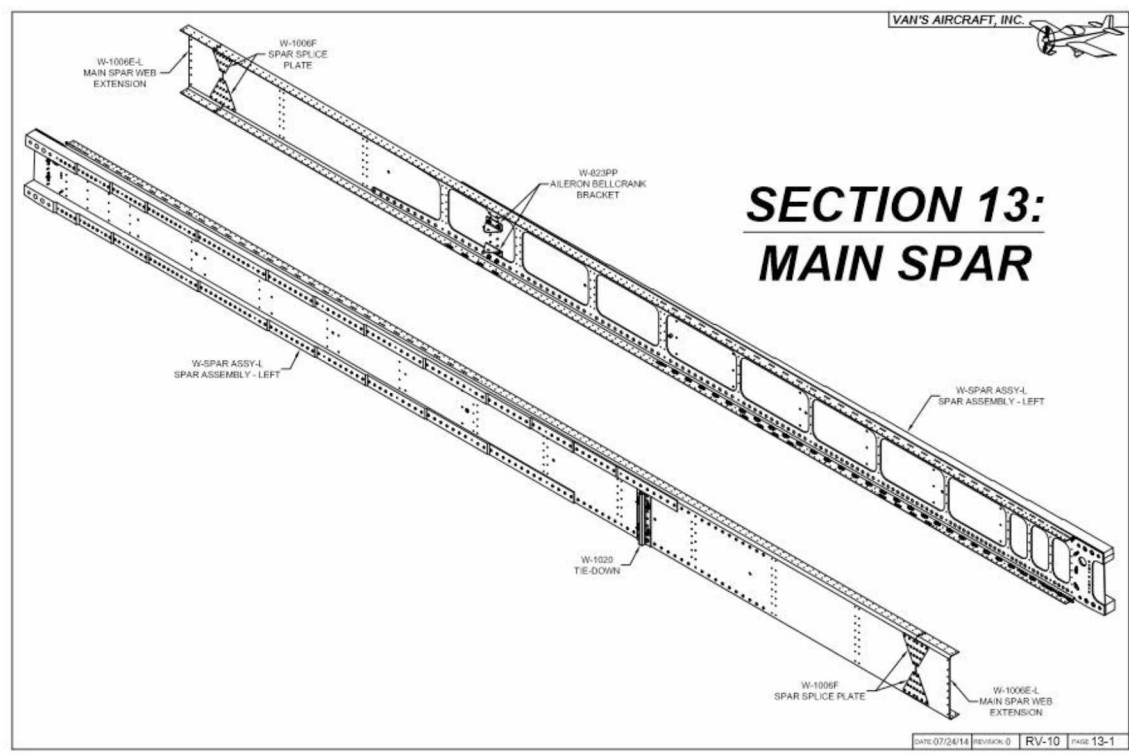
confirmar toda a teoria vista em diversas disciplinas do escopo do curso que se envolveram no projeto.

7. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] ALTAIR HYPERWORKS 13.0 student version
- [2] Araújo, G., Suriani, M., Neto, R., 2015. Tutorial de Simulação da Asa e Empenagens no Nastran. Equipe Tucano.
- [3] D.F. Anderson e S. Eberhart, 2001. Understanding Flight. Ed. McGraw-Hill, New York, United States of America.
- [4] G. Snorri, 2014. General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures. Elsevier, Oxford. First Edition.
- [5] H. Jimin and F. Zhi-Fang, 2001. Modal Analysis, Butterworth-Heinemann.
- [6] M. C. Niu, 1998. Airframe Stress Analysis and Sizing. Gong Kong Conmilit Press Ltd, Gong Kong, 2nd Edition.
- [7] M. C. Niu, 1996. Airframe Structural Design. Hong Kong Conmilit Press Ltd, Hong Kong, 2nd edition.
- [8] MilHandBook – Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicles Structures.
- [9] MSC/NASTRAN 2014 version.
- [10] Peterson, R.E, 1974. Stress Concentration Factors, John Wiley & Sons, Inc.
- [11] Regulamento Brasileiro da Aviação Civil. RBAC nº 23, Emenda nº 62. Origem: SAR.
- [12] RV-10 Wing Manual. Van's Aircraft.
- [13] S. B. André, 2015. Structural Analysis Project of Repair Work Performed on the Fuselage of a TBM 700 Using Finite Element Method. Federal University of Uberlandia.

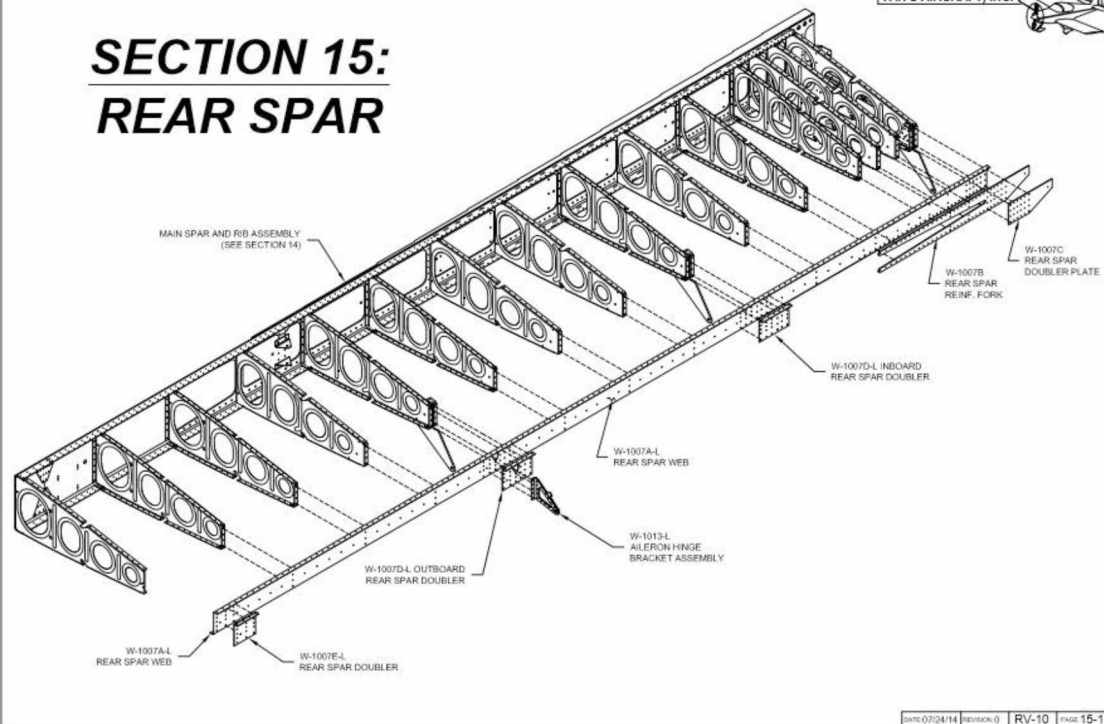
- [14] Z. Q. Guan, Y. X. Gu, 2003. A Parameterized Method for 3D FE Modeling to Aeronautical Structures, *Acta Aeronautica et Aeronautica Sinica*.

ANEXO A: Manuais da aeronave





SECTION 15: REAR SPAR



ANEXO B: Algoritmo em Matlab para distribuição de cargas

```
clear all; close all; clc;

%% PARÂMETROS E CONDIÇÕES %%

env = 9.68; % Envergadura [m]
c_r = 1.066; % Corda da raiz [m]
c_p = c_r; % Corda da ponta [m]
fus = 1.22; % Largura da fuselagem [m]
mtow = 1181; % Maximo peso de decolagem [Kg]
g = 9.81; % Aceleração da gravidade [m/s²]
FC = 1; % Fator de carga máximo
FS = 1; % Fator de segurança

L = FC*mtow*g; % Sustentação no ponto de manobra
ra = c_p/c_r; % Relação de afilamento da asa

%% POSIÇÃO DAS NERVURAS %%

% Preencher o vetor nerv com as posições de cada nervura sobre a semi-asa
% A posição refere-se a distância da nervura ao centro da fuselagem

nerv = ([0.868 1.1208 1.3995 1.6782 1.9742 2.289 2.5808 2.8875 3.1943
3.5148 3.84 4.1551 4.371]); % Vetor de nervuras

num_nerv = length(nerv);
for i=1:num_nerv-1
    espac(i) = ((nerv(i+1)-nerv(i))/2)+nerv(i);
end

if nerv(end)>env/2
    fprintf('Nervura(s) localizada(s) fora da envergadura');
    break
end

%% MÉTODO DE APROXIMAÇÃO DE SCHRENK %%

vet = linspace(0, env/2, 12);
Le = (4*L)/(env*pi).*sqrt(1 - (2.*vet./env).^2); % Carregamento eliptico
Lt = ((2*L)/(env+(env*ra))).*(1 + (2.*vet./env).*(ra-1)); %
Carregamento trapezoidal
Lts = (Lt + Le)./2 % Carregamento por aproximação de Schrenk

max_L = max(Le);
min_L = min(Le);
plot(vet,Lts,'Linewidth',2); hold on; grid on;
plot(vet,Le,'r','Linewidth',.5);
plot(vet,Lt,'g','Linewidth',.5);
xlabel('Posição relativa da envergadura [m]');
ylabel('Carregamento alar [N/m]');
axis([0 env/2 0 1.1*max_L]);

%% INTERPOLÇÃO %%

% Será feita a interpolação das curvas para se obter o carregamento
```

```

% em função da envergadura

[sust_env, gof] = interpol2(vet,Lts);

%% CÁLCULO DA SUSTENTAÇÃO %%

L(1)=(sust_env(nerv(1))+sust_env(espac(2)))*espac(2)*0.5;
for i=2:num_nerv-2
    L(i)=(sust_env(espac(i))+sust_env(espac(i+1)))*(espac(i+1)-
    espac(i))*0.5;
end
L(num_nerv-1)=(sust_env(espac(num_nerv-1))+sust_env(env/2))*(env/2-
    espac(num_nerv-1))*0.5;

L = FS*L;

fprintf('Sustentação em cada semi-asa = %4.2f N\n',sum(L));
fprintf('Sustentação total = %4.2f N\n',2*sum(L));
fprintf('Sustentação em cada semi-asa = %4.2f Kg\n',sum(L)/g);
fprintf('Sustentação total = %4.2f Kg\n',2*sum(L)/g);

Lkg=L./g;

```